

## 1.2 Ludwig Prandtl's Mitarbeiter in Göttingen

Zu Beginn seiner wissenschaftlichen Laufbahn führte *Ludwig Prandtl* verschiedene, bedeutende Arbeiten auf dem Gebiet der Elastizitäts- und Festigkeitslehre durch. So behandelte er in seiner Dissertation ein interessantes Problem aus dem Gebiet der Stabilität des elastischen Gleichgewichts, dem Kippgewicht hoher Biegungsträger. Erst nachdem *Prandtl* 1904 seine Tätigkeit in Göttingen aufgenommen hatte, beschäftigte er sich bevorzugt mit Problemstellungen der Strömungsmechanik. *J. C. Rotta*<sup>1</sup> hat eine detailgetreue und faszinierende Dokumentation seines Werkes von 1904 bis 1925 dieses wohl bedeutendsten Aerodynamikers erstellt. Deshalb soll hier nur auf die wichtigsten Arbeiten eingegangen werden, die eine Basis für die Entwicklung der Entwurfsaerodynamik von Hochgeschwindigkeitsflugzeugen waren.

In den Anfangsjahren entstanden unter Anleitung von *Ludwig Prandtl* unter anderen drei Dissertationen, die alle auf seiner berühmten, 1904 erschienenen Arbeit<sup>2</sup> »Über die Flüssigkeitsbewegung bei sehr kleiner Reibung« aufbauten und heute zu den klassischen Anwendungsbeispielen der Grenzschichttheorie zählen: in ihren Dissertationen behandelte *Heinrich Blasius* die laminare Grenzschicht an einer ebenen Platte (1907)<sup>3</sup>, *Ernst Boltze* übertrug die Berechnungen auf Rotationskörper (1908)<sup>4</sup> und *Karl Hiemenz* berechnete die laminare Grenzschicht am quer angeströmten Zylinder (1910)<sup>5</sup>. Diese Arbeiten zur Grenzschichttheorie sollen hier als Beispiele wissenschaftlicher Grundlagen erwähnt werden, da sie und die darauf aufbauenden Arbeiten ebenfalls für die Entwicklung der gesamten Luftfahrtindustrie von essentieller Bedeutung waren und sind. Auf einige spezielle Problemstellungen, zum Beispiel der Grenzschichtablösung am Pfeilflügel, wird später noch zurückzukommen sein.

*L. Prandtl* wandte sich aber auch bereits in diesen Jahren Problemen von Strömungen mit erheblichen Dichteänderungen, der Gasdynamik, zu. Er behandelte hierzu zunächst eine Aufgabenstellung aus dem Turbinenbau, wo bei hohen Strömungsgeschwindigkeiten Verdichtungsstöße auftreten (1906)<sup>6</sup>. Die als *Prandtl-Meyer-Expansion* bekannte Lösung beschreibt die Umlenkung einer Schall- oder Überschallströmung um eine Ecke. Sie beruht auf einer Theorie von *Ludwig Prandtl*<sup>7</sup>, die von *Theodor Meyer* (1907)<sup>8</sup> im Rahmen einer Dissertation bearbeitet wurde. Betrachtet man zunächst eine Überschallströmung an einer konkaven Wand, also mit Druckerhöhung. Aus Abb. 1.1 wird deutlich, dass nicht

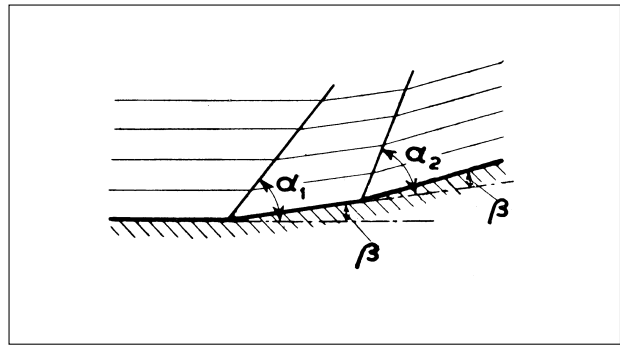


Abb. 1.1 Überschallströmung an einer konkaven Wand.

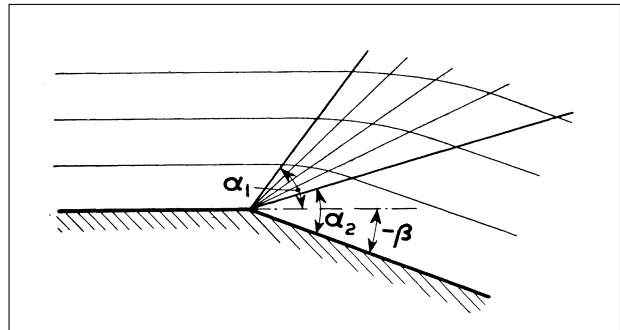


Abb. 1.2 Überschallströmung an einer konvexen Wand.

nur die Strömung im zweiten Feld gegenüber dem ersten um den Winkel  $\beta$  gedreht, sondern dadurch bedingt die Geschwindigkeit hinter der ersten Verdichtungsstelle kleiner und infolgedessen der *Machsche Winkel*  $\alpha_2$  größer als  $\alpha_1$  ist. Für eine Verdünnungswelle dagegen ist die Geschwindigkeit hinter der ersten Welle größer und deshalb der *Machsche Winkel* kleiner. Die Wellenfronten konvergieren bzw. divergieren demnach um den Betrag  $\beta + \alpha_2 - \alpha_1$ . Für den Krümmungsradius Null kann man aus einem Grenzübergang erkennen (vgl. Abb.1.2), dass bei einer Wand, die eine konvexe Ecke von dem Winkel  $-\beta$  bildet, die Strömung bis zu einer um den Winkel  $\alpha_1$  gegen die Richtung der Zuströmung geneigten Fläche durch die Kante unverändert bleibt und dann innerhalb eines Winkels  $(\beta + \alpha_1 - \alpha_2)$  expandiert. Dabei bleibt auf jedem Strahl die Geschwindigkeit und der Druck konstant und die Strömung geht in Richtung  $-\beta$  wieder in eine Parallelströmung mit konstanter Geschwindigkeit über.

Neben den fundamentalen Beiträgen *Ludwig Prandtl's* zur Behandlung von Strömungen mit Reibung auf der

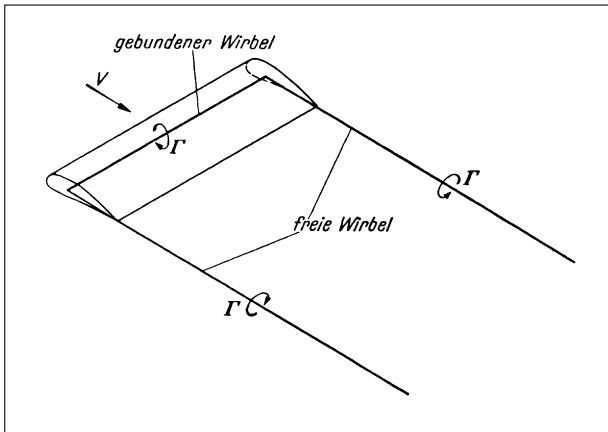


Abb. 1.3 Wirbelsystem eines Tragflügels endlicher Spannweite nach L. Prandtl.

Basis der Grenzschichttheorie von 1904 arbeitete er an einem weiteren ungelösten Problem, nämlich der Ermittlung der aerodynamischen Größen bei einem Tragflügel endlicher Spannweite. Im Gegensatz zu dem Flügel unendlicher Spannweite ist hier die Strömung dreidimensional, da sich die Druckunterschiede zwischen Unter- und Oberseite des Flügels an den Flügelspitzen ausgleichen, wodurch zwei diskrete Wirbel mit entgegengesetztem Drehsinn gebildet werden, deren Achsen nahezu mit der Anströmrichtung zusammenfallen. Diese beiden Wirbel haben die Zirkulationsstärke  $\Gamma$ . Mit diesen sogenannten »freien« Wirbeln entsteht zusammen mit dem »gebundenen« Wirbel auf dem Tragflügel ein »Hufeisenwirbel«<sup>9</sup> (Abb. 1.3). Diese physikalische Modellvorstellung einer dreidimensionalen Umströmung von Tragflügeln endlicher Spannweite und ihre analytische Formulierung ist erstmals von L. Prandtl<sup>10</sup> angegeben worden, nachdem schon vorher F. W. Lanchester<sup>11</sup> einige qualitative Untersuchungen hierzu gemacht hatte. Diese unter dem allgemeinen Begriff bekannte »Traglinientheorie« wurde von L. Prandtl durch die »Tragflächentheorie« erweitert. Die Aufgabe der Tragflügeltheorie, der Berechnung der Auftriebsverteilung und des Widerstandes für eine Tragfläche vorgegebener Form, erwies sich als die schwierigste. Mit Hilfe seiner berühmten Integro-Integralgleichung für die Zirkulationsverteilung gelang es Prandtl, für beide Theorien mathematische Formulierungen für das Modell der »Hufeisenwirbel« anzugeben, deren Lösung für viele Jahre die Grundlage für die Berechnung von Rechteckflügeln, wie auch den Pfeilflügeln bleiben sollte. In seinem Artikel zum 50. Geburtstag von Ludwig Prandtl schrieb Theodore von Kármán<sup>12</sup> 1925:

»Prandtl's Hauptleistung für die Flugtechnik ist indessen zweifellos die Tragflügeltheorie, namentlich die Auffindung und Ermittlung des sog. »induzierten Widerstandes«, wodurch der Weg für eine rationelle Entwurfsberechnung der Flugzeuge auf einen Schlag erschlossen wurde.«

In einem Seminar für angewandte Mechanik im Wintersemester 1922/23 an der Universität Göttingen hatte J. Ackeret erstmals über Luftkräfte am Flügel, die mit Überschallgeschwindigkeit angeströmt wurden, vorgelesen. Dabei wurde als Vereinfachung angenommen, dass der nur schwach gewölbte Flügel unendlich dünn und von sehr großem Seitenverhältnis ist. Diese Studie war von L. Prandtl angeregt und betreut worden. In der Veröffentlichung dieses Beitrages in 1925 von Jacob Ackeret<sup>13</sup> steht:

»... in einem noch unveröffentlichten Seminarvortrag hat Professor Prandtl Näherungsformeln für das Unterschallgebiet mitgeteilt, die in einfacher Weise eine Abschätzung des Einflusses der Kompressibilität gestatten ...«

L. Prandtl hatte seine Gedanken zur »Korrektur von Kompressibilitätseffekten« des öfteren in Seminaren vorgelesen, aber in der Tat nicht vor H. Glauert<sup>14</sup> (1928) veröffentlicht. Auch wenn Glauert bei seinen Besuchen in den frühen 20er Jahren in Göttingen die Grundlagen zur Theorie des Auftriebes von Prandtl gelernt hatte, so war sein einfaches Verfahren zur Korrektur des Auftriebes für Machsche Zahlen kleiner 0,7 die erste Veröffentlichung auf diesem wichtigen Arbeitsgebiet. In der Literatur werden diese Korrekturen für die Kompressibilität deshalb als Prandtl-Glauert-Regeln bezeichnet. Sie ermöglichen zum Beispiel die Überführung von Messungen in inkompressiblen Strömungen auf den Fall kompressibler Unterschallströmungen.

1927 besucht Carl Wieselsberger, der 1912 nach seiner Promotion an der TH München Assistent von L. Prandtl geworden war, aus Japan kommend, die AVA Göttingen. Diesem Umstand ist eine Gruppenaufnahme zu verdanken, die Ludwig Prandtl mit seinen wissenschaftlichen Mitarbeitern zeigt (Abb. 1.4). C. Wieselsberger war 1922 einer Einladung der japanischen Regierung gefolgt, um beim Bau von neuen Windkanälen beratend tätig zu werden. In dieser Funktion war er maßgeblich am Aufbau des Luftfahrtforschungsinstitutes der Universität Tokio beteiligt.

Bereits 1928 veröffentlichte A. Busemann<sup>15,16</sup> Vorschläge zur zeichnerischen Ermittlung von ebenen Strömungen

Abb. 1.4 Ludwig Prandtl und Mitarbeiter anlässlich des Besuches von Carl Wieselsberger aus Japan, 1927.

Sitzend von links: O. Tietjens, J. Ackeret, A. Betz, C. Wieselsberger, L. Prandtl, W. Tollmien, R. Langer.

Dahinter stehend: O. Flachsbar, W. Buehl, J. Nikuradse, A. Busemann, R. Seiferth, H. Muttray, H. Peters, O. Schrenk.

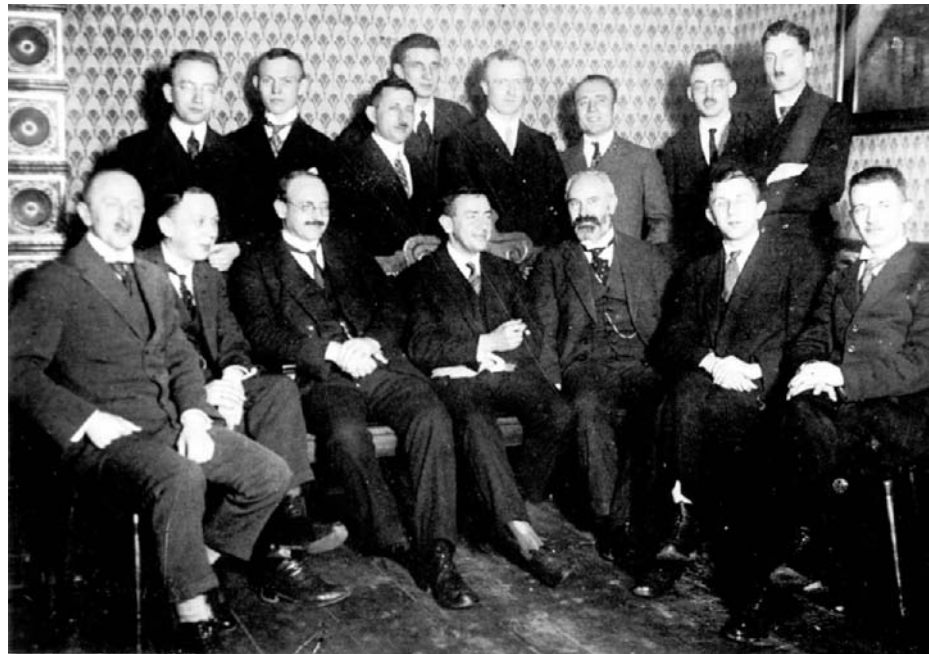
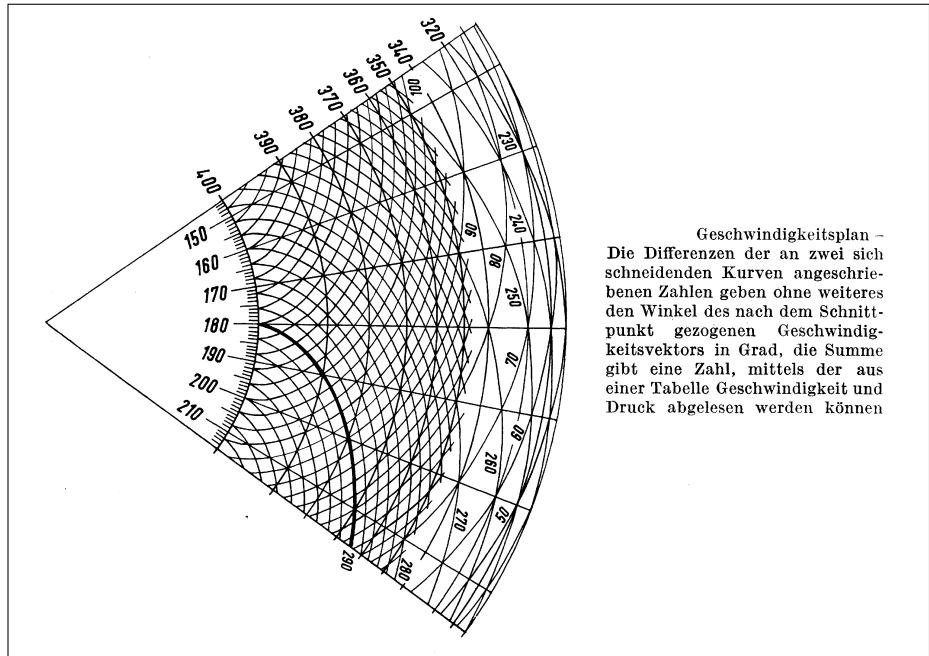


Abb. 1.5 Das Prandtl-Busemann-Charakteristikenverfahren, ein numerisch-graphisches Differenzenverfahren zur Berechnung von Überschallströmungen um Profile und von Lavaldüsen. (Prandtl, Strömungslehre)



Geschwindigkeitsplan - Die Differenzen der an zwei sich schneidenden Kurven angeschriebenen Zahlen geben ohne weiteres den Winkel des nach dem Schnittpunkt gezogenen Geschwindigkeitsvektors in Grad, die Summe gibt eine Zahl, mittels der aus einer Tabelle Geschwindigkeit und Druck abgelesen werden können

bei Überschallgeschwindigkeit. Diese Arbeiten bildeten die Grundlage für das Prandtl-Busemann-Charakteristikenverfahren, das mit Beginn der dreißiger Jahre die Berechnung von Überschallströmungen um Profile und in Lavaldüsen mit Hilfe dieses numerisch-graphischen

Differenzenverfahrens ermöglichte. Damit stand erstmals ein effektives Hilfsmittel zum Beispiel für den Entwurf von Überschallwindkanälen zur Verfügung. In (Abb. 1.5) wird der von Busemann entwickelte Geschwindigkeitsplan (Hodographen) gezeigt. Das Prinzip

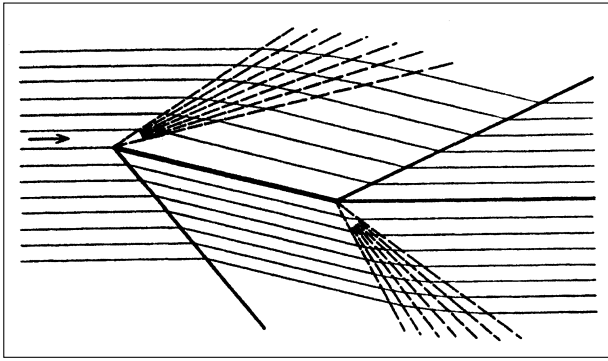


Abb. 1.6 Strömung um eine ebene Platte mit Anstellwinkel im Überschall nach A. Busemann.

beruht auf der Idee, dass man die stetige Ablenkung der Geschwindigkeitsrichtung in einer Überschallströmung durch eine Folge von plötzlichen Ablenkungen wie in den Bildern 1.1, 1.2 darstellen kann. Dabei wird wie bei Näherungsrechnungen die entstehende Treppelinie durch ein Polygon ersetzt. Wird der Winkel  $\beta$  der Ablenkung in allen Fällen gleich groß gewählt, zum Beispiel  $= 2^\circ$ , dann kommen nur Geschwindigkeitsrichtungen vor, die sich in einer festen Richtung um ein ganzes Vielfaches vom Winkel  $\beta$  unterscheiden. Wenn man die Geschwindigkeitsvektoren sämtlich von einem Ursprung Null aus abträgt, so erhält man ein regelmäßiges Netzwerk von Kreissymmetrie. Die Netzpunkte sind die zugelassenen Geschwindigkeiten. Jede Verbindungslinie zwischen zwei Nachbarpunkten stellt einen der

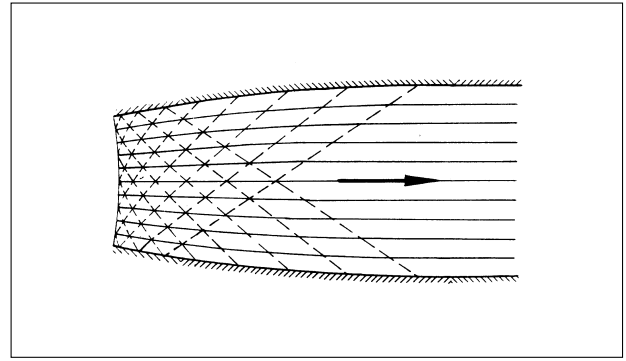


Abb. 1.9 Zeichnerische Ermittlung einer Düsenkontur für eine parallele Überschallströmung nach A. Busemann.

Übergänge dar, die sich in einer  $2^\circ$ -Welle vollziehen. Die hier betrachteten Wellen gehen alle von einer Wand aus, deshalb liegen in diesem »Geschwindigkeitsbild« alle zugehörigen Zustandspunkte auf der dick ausgezogenen Kurve. Durch diese erläuterte zeichnerische Methode ließen sich zu diesem Zeitpunkt alle ebenen Überschallströmungen sehr bequem diskutieren. Adolf Busemann<sup>17</sup> behandelte hierzu die Umströmung einer ebenen, angelegten Platte bei Überschallströmung (Abb. 1.6), und eine symmetrische Umströmung eines bikonvexen Profils (Abb. 1.7). Die angegebenen Zahlenwerte geben die Verhältnisse des durch die Verluste geschwächten Ruhedruckes  $p'_0$  und den Ruhedruck  $p_0$  wieder. Abb. 1.8 zeigt ein Schlierenbild einer wirklichen Strömung um ein solches Profil. (Dieses Verfahren zur Strömungssichtbar-

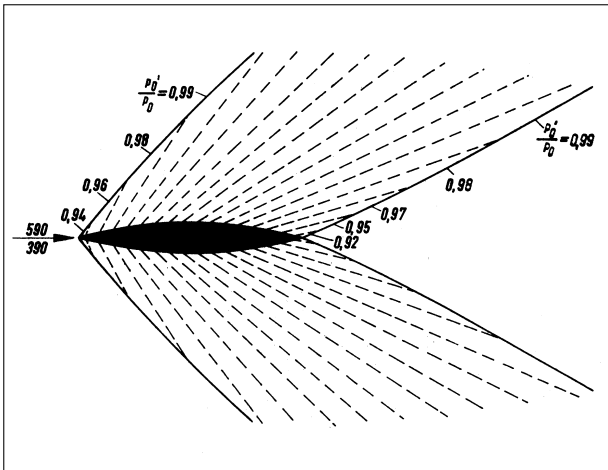


Abb. 1.7 Symmetrische Umströmung eines bikonvexen Profils im Überschall. Der Druck  $p'_0$  ist der durch die Verluste im Verdichtungsstoß geschwächte Ruhedruck.

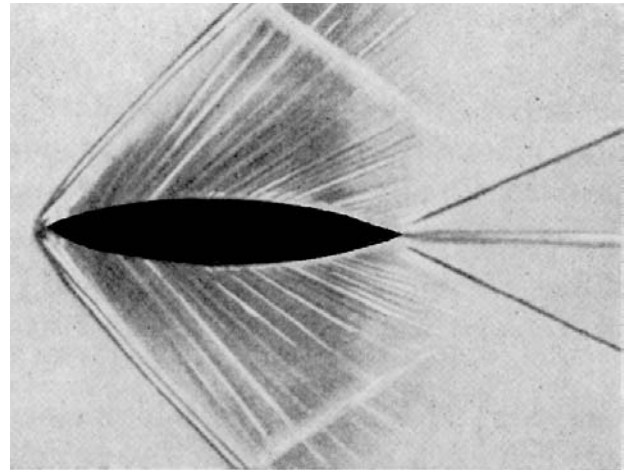


Abb. 1.8 Schlierenbild eines bikonvexen Profils bei Überschallanströmung.

machung wurde bereits Ende des 18. Jahrhunderts von dem deutschen Wissenschaftler *Toepler* entwickelt und nicht, wie oft in der englischen Literatur angenommen, von Herrn Schlieren!) Dabei ist anzumerken, dass im Gegensatz zu üblichen Schlierenbildern hier Aufhellungen Dichtezunahmen und Abdunklungen Dichteabnahmen bedeuten. Eine besonders wichtige Anwendung des *Busemannschen* Verfahrens lag in dem Entwurf von Überschalldüsen (Abb. 1.9), wobei in einer divergenten Düse ein Parallelstrahl erzeugt werden musste. Hierbei

durften die ankommenden Wellen nicht mehr an der Wand reflektiert werden, damit der Strahl von ablenkenden Wellen nicht gestört wurde. Überprüft wurden die Düsenströmungen mit Hilfe von Schlierenaufnahmen.

Diese Ergebnisse von theoretischen und experimentellen Lösungen für einfache Überschallströmungen wurden von *Ludwig Prandtl* ausführlich in seinem Übersichtsvortrag anlässlich des 5. Volta-Kongresses dargestellt, über den nachfolgend berichtet wird.



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

Um den großen italienischen Physiker *Alessandro Volta* zu ehren, wurde 1930 an der »Reale Accademia d'Italia« die Stiftung »Fondazione Alessandro Volta« gegründet. In einem Brief hatte im Jahr 1800 *Alessandro Volta* (1745–1827) dem Präsidenten der Akademie eine Erfindung mitgeteilt, die die Erzeugung konstanter Gleichströme betraf. *Volta* hatte sich die Erkenntnisse von *Luigi Galvani* (1737–1798) zu Nutze gemacht, der als Professor für Anatomie erfahren hatte, dass man ein Zucken beim Herauspräparieren eines Nervs aus einem Froschschenkel beobachten konnte, wenn dieser an einem Kupferhaken aufgehängt und mit einem Eisenstab in Berührung gebracht wurde. *Volta* wurde deutlich, dass *Galvani* durch das Zucken der Froschschenkel im Wesentlichen die Wirkung der Elektrizität nachgewiesen hatte, die durch die Berührung der beiden Metalle Kupfer und Eisen ausgelöst wurde. Nachdem er erkannt hatte, dass nach der Trennung der beiden Metalle diese eine Ladung tragen, verstärkte er diese Wirkung, indem er mehrere Zink- und Kupferplatten abwechselnd übereinander anordnete und zwischen die Plattenpaare jeweils einen weiteren Stoff, zum Beispiel feuchtes Papier, legte. *Volta* hatte damit, ohne klare Vorstellungen über die Wirkungsweise der galvanischen Elemente zu haben, die Batterie erfunden.

Die »Fondazione Alessandro Volta« wurde 1930 mit der generösen Spende von acht Millionen Lira, heute einer halben Million Euro entsprechend, durch die »Società Generale Edison di Elettività« ausgerüstet, um nach den Statuten jährlich eine Tagung auf dem Gebiet der physikalischen, mathematischen, historischen und ethisch/philosophischen Wissenschaften auszurichten. Dabei sollten führende Wissenschaftler aus der ganzen Welt eingeladen werden, um in einer besonders angenehmen Atmosphäre schöpferisch miteinander zu diskutieren und ihr Wissen auszutauschen. Im Jahr 1931 lud die Akademie zu einem ersten Kongress über Kernphysik ein. Diesem folgten bis 1934 drei weitere Kongresse über medizinische und ethische Themen. Ende 1934 kam dann die Einladung der Akademie zum 5. Volta-Kongress<sup>18</sup>, der sich ausschließlich mit Problemstellungen hoher Geschwindigkeiten in der Flugtechnik beschäftigen sollte.

Die Auswahl des Tagungsthemas war sicherlich durch

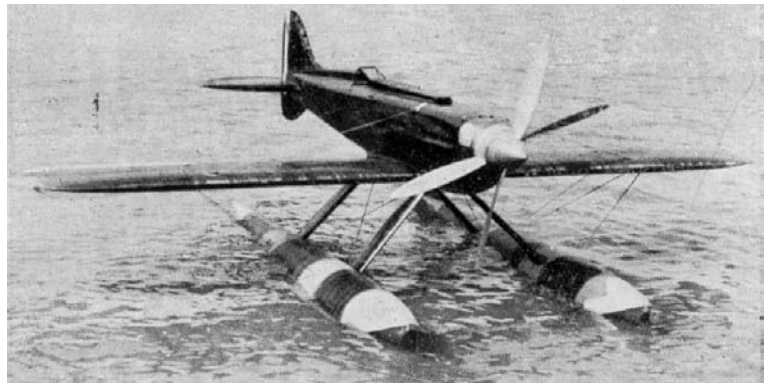


Abb. 1.10 Das Wasserflugzeug Macchi-Castoldi (heute Aermacchi) MC. 72. Hiermit stellte *Francesco A. Agello* 1934 den noch heute gültigen Geschwindigkeitsrekord für Wasserflugzeuge mit 709 km/Stunde auf.

die in Italien zu dieser Zeit erfolgreich aufgestellten Geschwindigkeitsrekorde mit Wasserflugzeugen beeinflusst. Auch wenn das Erreichen der Schallgeschwindigkeit mit einem Flugzeug 1935 noch außerhalb jeglicher Realisierungsmöglichkeit schien, hatte *Francesco Agello* am 23. Oktober 1934 mit einem Wasserflugzeug Macchi MC 72 (»Macchi-Castoldi«) mit 709 km/h über 3 km einen internationalen Geschwindigkeitsrekord aufgestellt, der heute noch besteht.

Die MC 72 sollte ursprünglich am Wettbewerb um die »Schneider Trophy« teilnehmen, der 1931 zum letzten Male stattfand. Sie flog zwar in diesem Jahr zum ersten Male, konnte jedoch an dem Wettbewerb nicht teilnehmen. Durch das hohe Drehmoment des Propellers hatte das Flugzeug die Neigung, beim Start auf dem Wasser im Kreis zu fahren. Damit war ein sicheres Abheben nur schwer möglich. Es kam zu mehreren Unfällen. Da der

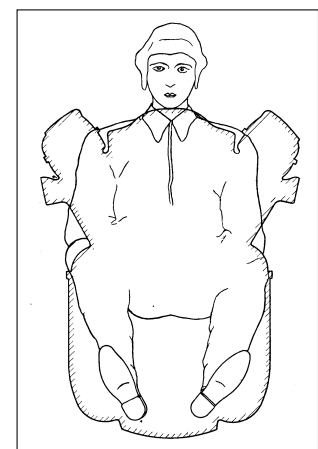


Abb. 1.11 Querschnittszeichnung des Fiat-Motors des Rekordflugzeuges MC. 72 im Vergleich zur Körpergröße des Piloten. Auf diese Weise wurde der Rumpfdurchmesser und damit seine Widerstandsoptimierung erreicht.

Fiat AS6-Reihenmotor mit 2280 kW (3100 PS) Leistung aus zwei Zwölfzylinder-Motoren des Typs Fiat AS5 (Abb. 1.10) in Tandemanordnung bestand, ließ man die beiden »Einzelmotoren« für den Antrieb von gegenläufigen Metallpropellern umkonstruieren. Damit war – nach drei Jahren weiterer Entwicklungsarbeit – das Drehmomentenproblem gelöst. Wie in Abb. 1.11 verdeutlicht wird, wurde das Flugzeug praktisch um den Motor und den Piloten herum gebaut, mit der klaren Zielvorstellung, einen neuen Geschwindigkeitsrekord für Wasserflugzeuge aufzustellen. Eine Gewaltlösung über den Antrieb, der die Überwindung des großen aerodynamischen Widerstandes ermöglichte. So berichteten die Piloten auch über das Auftreten von starken Schüttelbewegungen beim Erreichen hoher Geschwindigkeiten. Diese können nach dem heutigen Wissensstand eindeutig auf massive Strömungsablösungen, teilweise ausgelöst durch Kompressibilitätseffekte der Luft, erklärt werden. Damit wurden Grenzen bei der Umströmung des Gesamtflugzeuges und der Leistung des Propellerantriebes aufgezeigt. Erklärungen und Lösungen hierfür zu finden, war die Motivation und das Ziel dieses von den Italienern initiierten VOLTA-Kongresses. Übrigens wurde dieser 1934 erzielte Geschwindigkeitsrekord für Wasserflugzeuge mit 709 km/Stunde bis heute nicht gebrochen.

Einen Weltrekord für Landflugzeuge mit Kolbenmotor stellte *Fritz Wendel* am 26. April 1939 mit einer Messerschmitt Me 209 V1 (gegenüber der Fédération Aéronautic International, FAI, als Bf 109 R angegeben) mit einer Geschwindigkeit von 755 km/h auf. Erst 30 Jahre später, am 16. August 1969, konnte *Darryl Greenamyer* mit einer für den Rekordeinsatz erheblich modifizierten Grumman F-8F-2 Bearcat eine neuerliche Rekordgeschwindigkeit von 777 km/h erreichen. Dieser Rekord steht bis heute.

Interessant sind in diesem Zusammenhang die visionären Gedanken und Äußerungen des Tagungsleiters, General und Professor *G. Arturo Crocco*, in seiner Begrüßungsrede. Er glaubte an den Forscherdrang des Menschen, und dass dieser eines Tages mit einem Fluggerät in der Stratosphäre mit einer Geschwindigkeit von mehr als 3000 km/h fliegen würde. Was er nicht wissen konnte war, dass bereits rund 15 Jahre später seine Visionen, auch basierend auf den wissenschaftlichen Erkenntnissen des Kongresses, weit übertroffen werden sollten.

Die Teilnahme an dieser Veranstaltung war an eine persönliche Einladung gebunden, wobei die Vortragenden sorgfältig und geschickt durch *Crocco* ausgewählt wurden, der von der Accademia mit der Gesamtorganisation beauftragt worden war. Bereits Anfang Dezember 1934 erhielt *Ludwig Prandtl* eine inoffizielle Einladung von

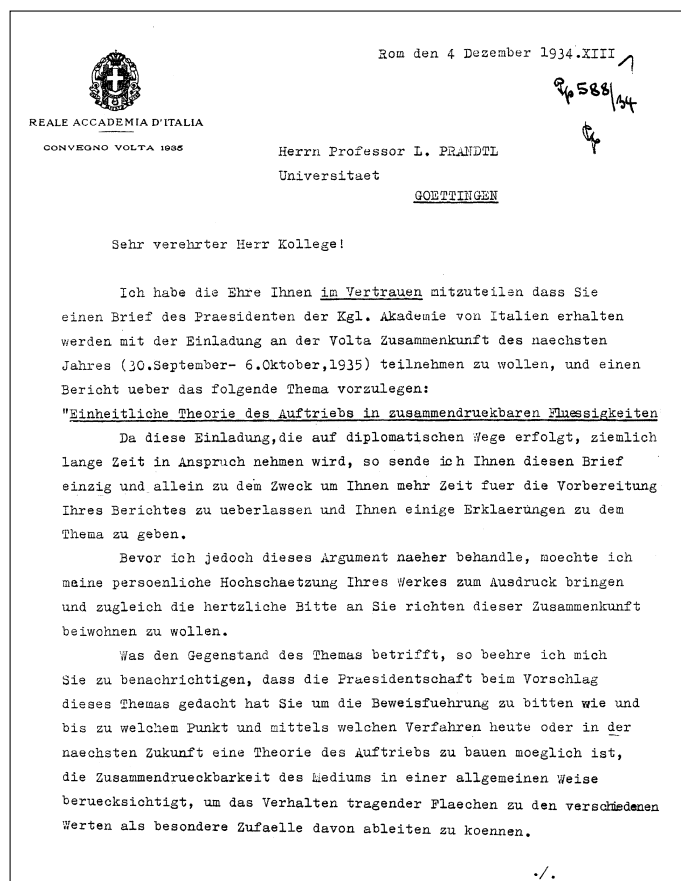


Abb. 1.12 Einladungsschreiben von *G. Arturo Crocco* der Reale Accademia d'Italia an *Ludwig Prandtl* zum 5. VOLTA-Kongress »Hochgeschwindigkeit in der Luftfahrt«, vom 30.9.–6.10.1935 in Rom.  $\triangleleft$

General *Crocco* im Namen des Präsidenten der »Reale Accademia d'Italia«. Dabei bat er *Ludwig Prandtl*, mit dem Thema »Eine einheitliche Theorie des Auftriebes in zusammendruckbaren Flüssigkeiten« an dem Expertentreffen beizutragen (Abb. 1.12). Außerdem fügte *Crocco* eine vorläufige Liste von Vortragsthemen zur Begutachtung bei. Mit *A. Crocco*, der offensichtlich *Prandtl* zu seinem beratenden Experten auserwählt hatte, führte dieser vor dem Kongress eine rege Diskussion über dessen Vorschlagsliste der Vorträge<sup>19</sup>. Über sein eigenes Thema »Einheitliche Theorie des Auftriebs in zusammendruckbaren Flüssigkeiten« merkte *Prandtl* am 12. Dezember 1934 unter anderem an:

...Es gibt jedoch nur eine Theorie für den Fall, dass die maximale Umströmungsgeschwindigkeit am Flügel



In einer so beschaffenen Theorie waeren als besondere Zufaelle inbegriffen die gewoehnliche aerodynamische Theorie des Auftriebs fuer den unendlich langen und den endlichen Tragfluegel, einschliesslich der Theorie der Induktion, Ihre angeneahrte Theorien und die des verstorbenen Professors Glauert und anderer fuer die Geschwindigkeiten nahe der Schallgeschwindigkeit, und endlich die von Professor Ackeret und anderen Forschern fuer Unterschallgeschwindigkeiten in einfachen Faellen.

Ich bitte Sie gleichzeitig mir guetigt mitteilen zu wollen ob dieser Gegenstand, dessen Schwierigkeit Ihre Faehigkeiten gleichkommt, geeignet ist fuer eine nutzbringende Behandlung und mir Ihr Urteil darueber und Ihre eventuellen Aenderungsvorschlaege, auch bezueglich des Titels, freundlich mitteilen zu wollen.

Damit Sie sehen koennen in welcher Beziehung das Thema Ihres Berichtes zu den Themen anderer Berichte steht erlaube ich mir Ihnen die Liste der provisorischen Titel aller aerodynamischen Themen beizuschliessen.

In Erwartung einer guetigen Antwort erlaube ich mir Ihnen, sehr verehrter Herr Kollege, meine hochachtungsvollsten Gruesse zu uebersenden.

Ihr ergebenster

*Gen. G. Arturo Crocco*

Präsident der Volta Zusammenkunft 1935

Zwei Beilagen:

- 1 - Auszug der provisorischen Anordnung der Volta Zusammenkunft
- 2 - Liste der provisorischen Titel der aerodynamischen Berichte.



REALE ACCADEMIA D'ITALIA  
CONVEGNO VOLTA 1935

LISTE DER PROVISORISCHEN TITEL DER AERODYNAMISCHEN BERICHTE

- 1 - Einheitliche Theorie des Auftriebs in zusammendrückbaren Flüssigkeiten.
- 2 - Dynamischer Auftrieb bei Überschallgeschwindigkeiten.
- 3 - Dynamischer Auftrieb bei Geschwindigkeiten nahe der Schallgeschwindigkeit.
- 4 - Das problem des Widerstandes in zusammendrückbaren Flüssigkeiten.
- 5 - Fragen der Versuchstechnik bei hohen Geschwindigkeiten.
- 6 - Windkanäle für hohe Geschwindigkeiten.
- 7 - Endgültige Ergebnisse von Hochgeschwindigkeits Versuchen.
- 8 - Versuchsergebnisse an Propellern bei hohen Geschwindigkeiten.

*unterhalb der Schallgeschwindigkeit liegt und eine davon gänzlich verschiedene Theorie für den Fall, dass auch die kleinste Geschwindigkeit am Flügel bereits oberhalb der Schallgeschwindigkeit liegt. Für das Zwischengebiet existiert keine Theorie. Man kann diese keine einheitliche Theorie nennen, und es ist auch kein Weg sichtbar, wie man zu einer solchen gelangen könnte...*

Sein Vortragsthema wurde daraufhin mit »Allgemeine Überlegungen über die Strömung zusammendrückbarer Flüssigkeiten« festgelegt. L. Prandtl's Vorschlag, auch den Widerstand von Geschossen zu behandeln, da hierzu besonders gute Strömungssichtbarmachungen vorlagen, wurde von Crocco nicht akzeptiert, um den deutlichen Bezug des Kongresses zur Luftfahrt nicht einzuschränken. Am 27.12.1934 erhielt Ludwig Prandtl sein offiziel-

Abb. 1.13 Schreiben des Reichsluftfahrtministeriums (RLM) an Ludwig Prandtl mit der Aufforderung zur Teilnahme an dem 5. VOLTA-Kongress. ▷

Der Reichsminister  
der Luftfahrt  
LC Nr. 10942/35 I

Berlin M 8, den 13. Febr. 1935  
Belegstempel 68-70  
Telefon: 2 3100 0047  
Telegr.: Reichsluft Berlin

*Gp 90/35*  
*Rp*

Herrn  
Prof. Dr.-Ing. Prandtl  
aerodynamische Versuchsanstalt  
beim Kaiser Wilhelm-Institut für Strömungsforschung

Göttingen  
Böttlingerstr. 6/8

Betrifft: Volta-Tagung

In der Anlage überreiche ich Ihnen das Einladungsschreiben der Königlich-Italienischen Akademie vom 27. Dez. Ich möchte Sie bitten, der Aufforderung, den Vortrag zu übernehmen, Folge zu leisten.

1 Anlage

In Auftrag  
*Wagner*

les Einladungsschreiben, unterzeichnet vom Präsidenten der Königlichen Italienischen Akademie *Guglielmo Marconi* und dem Präsidenten des 5. Volta-Kongresses *G. A. Crocco*. *Prandtl* sagte seine Teilnahme zu, nachdem er Mitte Februar 1935 das offizielle Einladungsschreiben über das Reichsluftfahrtministerium (RLM) erhalten und ihn das RLM aufgefordert hatte, einen Vortrag zu übernehmen (Abb. 1.13). Sicherlich ist nicht allgemein bekannt, dass *Prandtl* dem Tagungsleiter vorschlug, seinen früheren Mitarbeiter *Adolf Busemann*, seinerzeit Professor für Strömungsmechanik an der Technischen Hochschule Dresden, zu einem Vortrag über das Thema »Aerodynamischer Auftrieb bei Überschallgeschwindigkeit« einzuladen. *A. Crocco* äußerte sich sehr positiv zu dem Vorschlag von *Prandtl* und lud *A. Busemann* ein. So erhielt *Busemann* als junger Wissenschaftler die Gelegenheit, mit den drei Vätern der modernen Aerodynamik *Theodore von Kármán*, *Ludwig Prandtl* und *Geoffrey Ingram Taylor* seine Vorstellungen über die theoretische Behandlung von Überschallströmungen vorzutragen und zu diskutieren.

Ab März 1935 entwickelte sich eine rege Korrespondenz zwischen *L. Prandtl* und den Vortragenden der zweiten Hauptsitzung »Aerodynamik«, *G. I. Taylor* und *A. Busemann* über fachliche Fragestellungen und den Inhalt ihrer Beiträge. *Taylor* vermisste in einem von Hand geschriebenen Brief vom 14. März 1935 an *L. Prandtl* insbesondere die Titel und Namen der weiteren Vorträge. Um Überschneidungen und Wiederholungen beim Vortragenden zu vermeiden, teilte er am 26. März 1935 *Taylor* kurz den Inhalt seines Vortrages mit und sandte ihm inoffiziell eine Liste der Vortragenden und ihrer Themata. Während *G. I. Taylor* bereits am 14. April sein fertiges Manuskript an *L. Prandtl* schickte, schrieb *A. Busemann* am 20. April, dass er »noch keine Vorstellungen vom Inhalt seines Volta-Vortrages habe« (Abb. 1.14). Im Mai bat *E. Pistolesi* um Veröffentlichungen zu seinem Thema »Aerodynamischer Auftrieb bei hohen Unterschallgeschwindigkeiten«. *L. Prandtl* antwortete ihm umgehend und informierte ihn über Forschungsarbeiten auf diesem Gebiet. Nach der Übersendung seines Volta-Vortrages am 8. Juni schrieb *L. Prandtl* an *A. Busemann*:

»In einer Anlage übersende ich Ihnen einen Durchschlag von meinem soeben fertiggestellten Volta-Vortrag mit der Bitte um Durchsicht und vor allem um Stellungnahme dazu, ob ich Ihnen auf den letzten Seiten schon zuviel Rosinen weggenommen habe. Es wäre mir lieb, wenn Sie mir den Durchschlag nach Erledigung meiner Fragen wieder zugehen ließen, da ich ihn auch noch an Taylor weiterschicken will. Wie weit sind Sie eigentlich mit Ihrem Vortrag?«

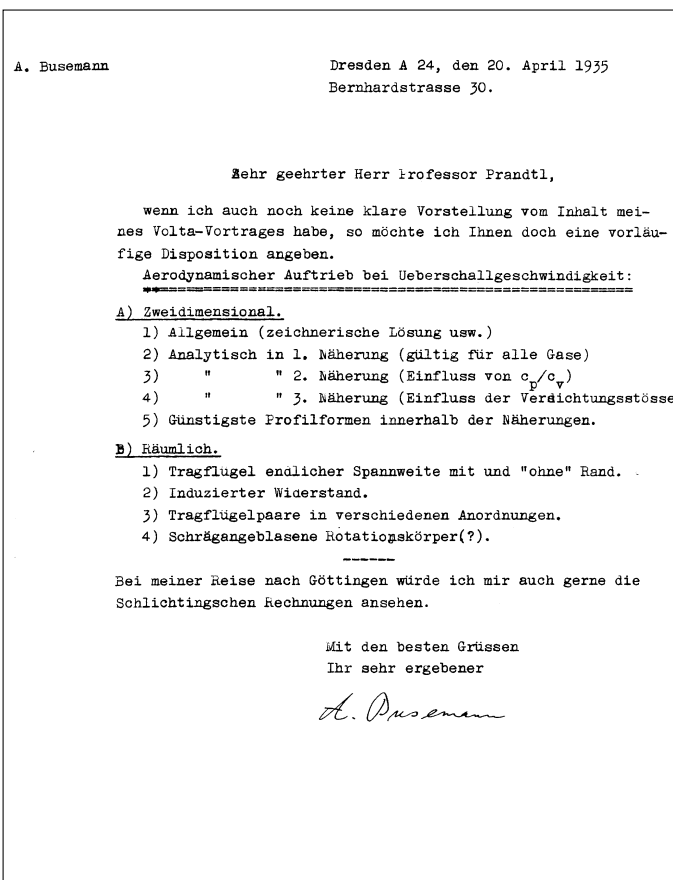


Abb. 1.14 Übersendung der Gliederung des Vortrages von *A. Busemann* »Aerodynamischer Auftrieb bei Überschallgeschwindigkeit« an *L. Prandtl*.

Am 12. Juni bat *J. Ackeret* um die Überlassung von Fotografien und Zeichnungen vom Göttinger Überschallkanal, die *Prandtl* ihm zusenden ließ. Zum besseren Verständnis der politischen Situation 1935 ist die Weiterleitung der Information über den Volta-Kongress vom Reichsluftfahrtministerium (RLM) an die Zentrale für Technisch-Wissenschaftliches Berichtswesen (ZWB) erwähnenswert, die daraufhin *L. Prandtl* und *A. Busemann* aufforderten, ihre Vortragsmanuskripte in einem Sonderheft »Schnellflug« der Luftfahrtforschung (LuFo) noch vor dem Erscheinen des Volta-Tagungsbandes zu veröffentlichen. *Prandtl* hatte mit dieser Vorgehensweise große Probleme, aber keine Chance einer direkten Intervention, da beide Vortragsmanuskripte über die ZWB durch das RLM freigegeben werden mussten. Immerhin erreichte er eine Terminverschiebung der deutschen Veröffentlichung bis zur Fachtagung der Deut-



Abb. 1.15 Gruppenbild der Teilnehmer des 5. VOLTA-Kongresses in dem Palazzo della Farnesina, gelegen am Tiber, erbaut im Stil der italienischen Renaissance und ausgeschmückt mit berühmten Fresken »Psyche« von Raffael.

schen Versuchsanstalt für Luftfahrt (DVL) am 11. Oktober in Berlin, also fünf Tage nach dem Ende des Volta-Kongresses.

In der einzigen zur Verfügung stehenden Gruppenaufnahme der Tagungsteilnehmer können leider nur einige, für diesen Bericht besonders wichtige Bezugspersonen identifiziert werden (Abb. 1.15). Im Anhang des Tagungsberichtes sind alle Teilnehmer mit einem Foto, einer Kurzbeschreibung ihres beruflichen Werdeganges und einer Aufzählung der wichtigsten Veröffentlichun-

gen in italienischer Sprache dokumentiert. Hieraus wurden nachfolgend Kurzfassungen von für diese Untersuchung besonders wichtigen Wissenschaftlern in der Originalversion wiedergegeben. Da es sich bei *Adolf Busemann* um den frühen Abschnitt seiner wissenschaftlichen Laufbahn handelt, wird seine Biographie später ergänzt.

*G. A. Crocco* (Abb. 1.16) hatte mit den von der »Accademia d'Italia« gebotenen Rahmenbedingungen, der Wahl des Kongressortes und der Auswahl der einge-



**C**ROCCO G. ARTURO (Italia). Accademico d'Italia. Nato a Napoli, è oggi Professore d'Aeronautica generale nella R. Scuola d'Ingegneria Aeronautica di Roma. Già ufficiale del Genio Militare e poi tenente generale del Genio Aeronautico, si occupò sin dal 1903 del progresso aeronautico italiano, svolgendo teorie matematiche sulla propulsione e sulla stabilità delle macchine aeree e progettando e costruendo dirigibili, aeroplani, idroplani, impianti aerodinamici, armi e metodi di tiro aereo. Fu direttore generale al Ministero dell'Economia Nazionale e poi al Ministero dell'Aeronautica. Presiede il Comitato Tecnico del Registro Italiano Navale ed Aeronautico, il

Reparto aeronautico del Comitato per l'Ingegneria del Consiglio Nazionale delle Ricerche e l'Associazione Italiana di Aerotecnica. Medaglia d'oro della Académie des Sciences di Parigi, medaglia d'oro dell'Istituto Lombardo di Scienze e Lettere, premio Santoro della R. Accademia dei Lincei, Membro ordinario della R. Accademia dei Lincei. Ha numerose pubblicazioni, da ufficiale e da professore, che trovansi elencate nel vol. IV dell'« Annuario » della R. Accademia d'Italia.

*Indirizzo abituale:* Roma, Via Alessandro Torlonia 23.

Abb. 1.16 G. Arturo Crocco, Präsident des 5. VOLTA-Kongresses.

ladenen Wissenschaftler eine einmalige Voraussetzung zum Gelingen des Kongresses geschaffen. Nach seiner akademischen Ausbildung an der Ingenieurschule in Rom und seinem militärischen Werdegang hatte er wichtige Positionen in italienischen Luftfahrtorganisationen übernommen. Als General und Professor konnte er alle Möglichkeiten staatlicher Einrichtungen einsetzen.

Das Tagungsprogramm war in drei Hauptsitzungen unterteilt. In der ersten Sitzung wurden primär Problemstellungen bei der Realisierung von Geschwindigkeitsrekorden mit einmotorigen Flugzeugen beschrieben, wobei der 1934 erzielte Geschwindigkeitsrekord des Italieners *Francesco Agello* mit der *Macchi MC 72* im Mittelpunkt stand.

*H. E. Wimperis* (London) The British Technical Preparation for the Schneider Trophy Contest 1931. (Die englischen Titel wurden nicht übersetzt)

*M. Casoldi* (Mailand) Das italienische Hochgeschwindigkeits-Wasserflugzeug

*C. F. Bona* (Turin) Italienische Motoren für Hochgeschwindigkeits-Wasserflugzeuge

*G. H. Stainforth* (London) British Methods of High Speed Flying and Training of Pilots

*M. Bernasconi* (Mailand) Italienische Trainingsmethoden für Piloten beim Hochgeschwindigkeitsflug

Die zweite Sitzung beschäftigte sich mit der Aerodynamik, wobei kompressible Strömungen schwerewichtig behandelt wurden. Die Liste der nachstehenden Autoren verdeutlicht nochmals das Zusammentreffen der hervorragenden Persönlichkeiten auf diesem Arbeitsgebiet, wobei *Adolf Busemann* und *Eastman N. Jacobs* mit 34 beziehungsweise 35 Jahren zu der jüngeren Generation zählten. Drei der Vortragenden hatten die Schule *Ludwig Prandtl's* durchlaufen, wobei insbesondere *Adolf Busemann* einen besonders herzlichen, persönlichen Kontakt zu ihm entwickelt hatte.

*L. Prandtl* (Göttingen) Allgemeine Überlegungen über die Strömung zusammendrückbarer Flüssigkeiten

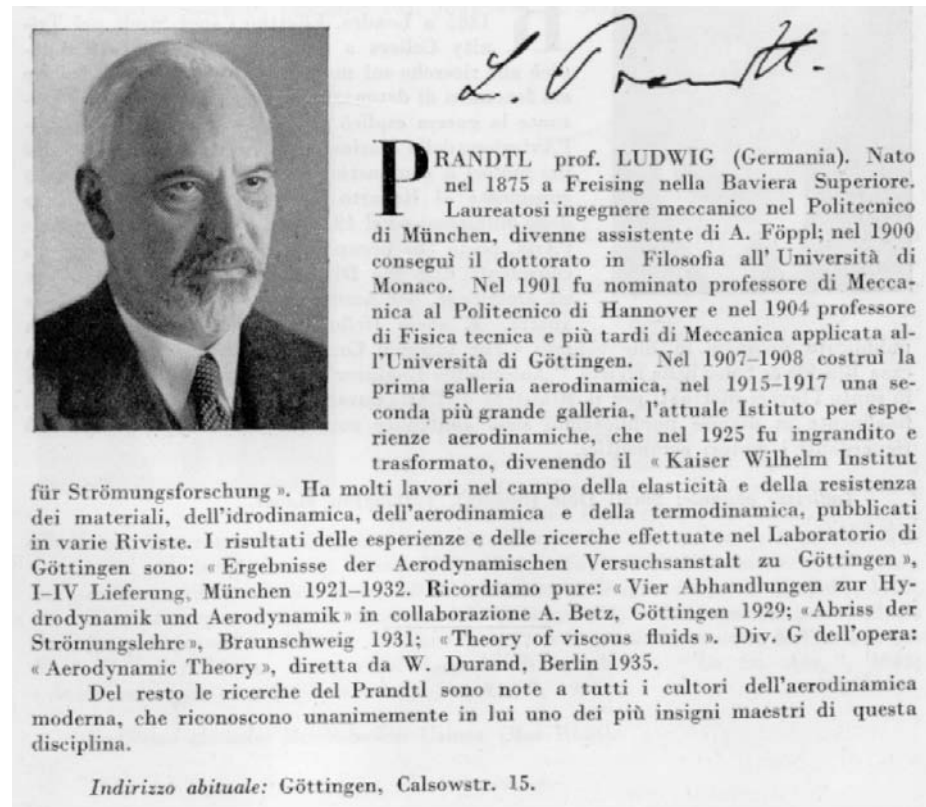
*G. I. Taylor* (London) Well Established Problems in High Speed Flow

*Th. von Kármán* (Pasadena) The Problem of Resistance in Compressible Flows

*E. Pistolesi* (Pisa) Lift at High Subsonic Speeds

*A. Busemann* (Dresden) Aerodynamischer Auftrieb bei Überschallgeschwindigkeit

Abb. 1.17 *Ludwig Prandtl*, Leiter der »Aerodynamischen Versuchsanstalt Göttingen« (AVA) und des »Kaiser Wilhelm-Institutes für Strömungsforschung« (KWI).



- |                                  |   |
|----------------------------------|---|
| <i>M. Panetti</i><br>(Torino)    | Problems at High Speeds                   |
| <i>G. P. Douglas</i><br>(London) | Research on Model Aircrews at High Speeds |
| <i>J. Ackeret</i><br>(Zürich)    | Windkanäle für hohe Geschwindigkeiten     |
- Ergänzend zu der Hochgeschwindigkeits-Aerodynamik wurden in der dritten Hauptsitzung Themen der Thermodynamik behandelt:
- |                                   |  |
|-----------------------------------|--|
| <i>G. Constanzi</i><br>(Rom)      | Fliegen in der Stratosphäre                      |
| <i>H. R. Ricardo</i><br>(London)  | Antriebe für große Höhen: Thermo- und Gasdynamik |
| <i>A. Anastasi</i><br>(Rom)       | Antriebe für große Höhen: Mechanik und Kühlung   |
| <i>M. Roy</i><br>(Paris)          | Zuführung externer Luft bei Strahltriebwerken    |
| <i>N. A. Rinin</i><br>(Leningrad) | Raketentriebwerke ohne Zuführung externer Luft   |

Wie aus dem Programmaufbau deutlich wird, war es *G. A. Crocco* gelungen, insbesondere auf dem Gebiet der Aero- und Gasdynamik den aktuellen Wissensstand durch die weltweit bekanntesten Experten darstellen zu lassen. *Ludwig Prandtl* (Abb. 1.17) ging in seinem Übersichtsvortrag auf die linearisierte Theorie für Strömungen bei Überschallgeschwindigkeit ein. Er behandelte als klassische Beispiele die *Prandtl-Meyer*-Überschallströmung um eine Ecke und die zeichnerischen Näherungslösungen für die allgemeine zweidimensionale Überschallströmung von *Adolf Busemann*. Da *G. I. Taylor* nach ihm vortrug, erwähnte er lediglich dessen Beitrag<sup>20</sup> zur Berechnung der rotationssymmetrischen Umströmung einer Kegelspitze mit endlichem Kegelswinkel bei Überschallströmung. *Prandtl* wies darauf hin, dass Lösungen für den allgemeinen Fall des mit Überschallgeschwindigkeit umströmten Rotationskörpers, basierend auf linearisierenden Näherungsmethoden, von *Th. von Kármán* und *N. B. Moore*<sup>21</sup> angegeben, hauptsächlich für sehr schlanke Körper anwendbar waren.

Wichtig für den Kongress war *L. Prandtl*s neuer Ansatz, kompressible Strömungen auf der Basis des Beschleunigungs- und Drehmomentenansatzes zu behandeln.

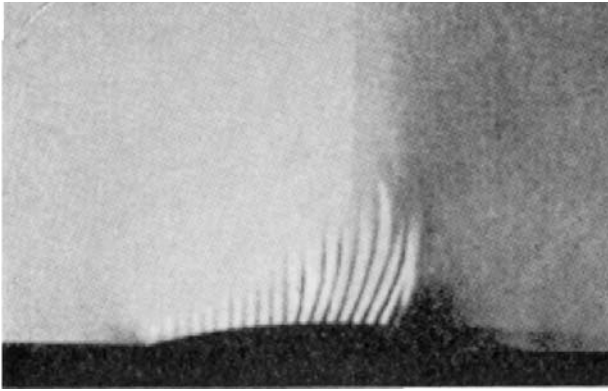


Abb. 1.18 Stoßkonfigurationen an einem Kreisbogenprofil,  $p_0 = 1,60$  at.

nigungspotenzials zu behandeln. Wie neu diese Idee war, geht auch aus dem Schriftwechsel mit *G. A. Crocco* über die Änderung seiner Manuskriptvorlage hervor. *Prandtl* hatte die bei diesem Kongress vorgetragenen Ideen nach seiner Rückkehr in Göttingen weiter behandelt und bereits ein Jahr später veröffentlicht<sup>22</sup>.

In einem Nachtrag präsentierte *L. Prandtl* bis zum Zeitpunkt des Kongresses unveröffentlichte Schlierenaufnahmen von Versuchsreihen, die sich bei der transsonischen Strömung über eine schwach wellige Oberfläche ausbildeten. Danach wurde das wellenförmige Stück durch ein flaches Kreissegment ersetzt. Um den Strömungszustand deutlicher erkennbar zu machen, wurden in die zylindrische Oberfläche mit einer Feile kleine Rillen geritzt. Ein Verfahren übrigens, das bereits bei der Eichung und Optimierung der Düsen des 6 cm x 7 cm-Überschallkanals der AVA benutzt wurde. Die Beispiele zeigen in Abb. 1.18, dass sich nur ein kleines Überschallgebiet ausgebildet hat, während in Abb. 1.19 sich dieses noch weiter ausgedehnt hat und durch einen deutlichen Verdichtungsstoß abgeschlossen wird. *L. Prandtl* ergänzte diese Untersuchungen mit Strömungen in einem gekrümmten Kanal. Hier hat man durch die Zentrifugalkräfte einen Druckanstieg von der konvexen zur konkaven Seite (von »innen« nach »außen«) und deshalb an der konvexen Seite eine größere Geschwindigkeit als an der konkaven. *Prandtl* deutete mit diesen Untersuchungen an, welchen Strömungsphänomenen sein primäres Interesse galt, und dass er im transsonischen Geschwindigkeitsbereich die größten ungelösten Probleme der Strömungsmechanik sah. Um die aktuellen Schlierenaufnahmen zeigen zu können, musste *L. Prandtl* diese vorher beim RLM zur Veröffentlichung einreichen, wobei er in einem Schreiben vom 14. September beton-

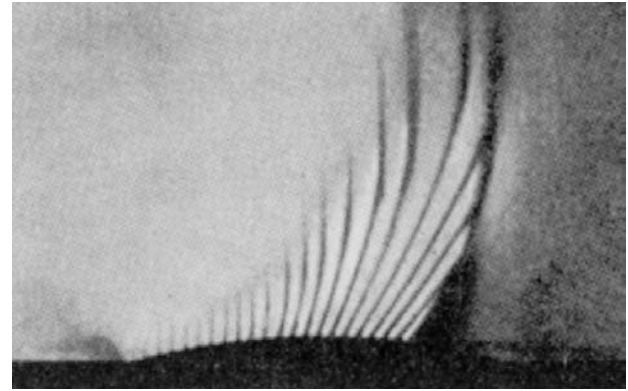



Abb. 1.19 Stoßkonfigurationen an einem Kreisbogenprofil,  $p_0 = 1,88$  at.

te, dass »die gesamten Dinge keinerlei militärischen Charakter haben«!

Als nächster Vortragender diskutierte *G. I. Taylor* (Abb. 1.20) bekannte und klar definierte Probleme der Hochgeschwindigkeits-Aerodynamik. Hierzu erläuterte er zunächst die von ihm entwickelte Analogie von Strömungsfeldern und elektrischen Feldern. Als Anwendung zeigte er die Umströmung eines Zylinders. Bei Überschallströmungen war *G. I. Taylor* primär interessiert an dem kegelförmigen Strömungsfeld bei der achsensymmetrisch angeströmten Kegelnase. In diesem Bereich stimmten die Rechnungen sehr gut mit den experimentell bestimmten Winkeln (Schlierenaufnahmen) überein. Diese gute Übereinstimmung ergab sich dadurch, dass die Zähigkeit in diesem Fall nur eine ganz geringe Rolle spielte, und es sich näherungsweise bei dem Vergleich von Rechnung und Experiment um eine nahezu reibungsfreie kompressible Strömung handelte.

Einen hochinteressanten Bericht über die Ermittlung des Widerstandes bei kompressiblen Strömungen gab es von *Th. von Kármán* (Abb. 1.21). Er untersuchte den Effekt der Kompressibilität auf den Reibungswiderstand. Unter der Annahme, dass in turbulenten kompressiblen Grenzschichten die Austauschgrößen für Impuls und Wärme gleich sind, und damit die turbulente *Prandtl*-Zahl  $Pr_t = 1$  ist, konnte von *Kármán* eine entsprechende Formel für den Zusammenhang zwischen Wärmeübergang und Reibungskoeffizient angeben. Die praktische Bedeutung dieser Beziehung bestand darin, dass die Anwendung nicht auf die Strömung an der ebenen Platte beschränkt war, sondern sich auch bei der Umströmung von schlanken Körpern, also bei Strömungen mit nicht zu starken Druckgradienten, als brauchbare Abschätzung

Abb. 1.20 *Geoffrey Ingram*  
(*G. I.*) *Taylor*, Cambridge Uni-  
versity, England.



*G. I. Taylor*

**T**AYLOR prof. GEOFFREY INGRAM F. R. S. (Inghilterra). Nato nel 1886. Effettuò i suoi studi al Trinity College di Cambridge. Fu in aviazione durante la guerra, conseguendo nel 1915 il brevetto di pilota. Attualmente socio (fellow) della Royal Society e professore per le ricerche alla Royal Society a Yarrow. Membro della British Aeronautical Research Committee. Autore di numerose pubblicazioni in riviste scientifiche, di matematica, idrodinamica, fisica e ingegneria, fra le quali citiamo le seguenti, come aventi attinenza col Convegno Volta: « A Mechanical Method for Solving Problems of Flow in Compressible Fluids », " Proc. Roy. Soc. A. ", 121, 1928; « Progress during 1924-8 ins Calculation of Flow of Compressible Fluid », " R. and M. Aeronautical Research Committee ", 1928; « Recent Work on Flow of Compressible Fluids », " Journal Lond. Math. Soc. ", vol. V, 1930; « Applications to Aeronautics of Ackeret's Theory of Aerofoils Moving at Speeds greater than that of Sound », " R. and M. Aeronautical Research Committee ", 1932; « Air Pressure on a Cone Moving at High Speeds » in collaborazione con T. W. MacColl, " Proc. Roy. Soc. A. ", vol. 139, 1933; « Strömung um einem Körper in einer kompressiblen Flüssigkeit », " Z. A. M. M. ", Band 10, 1930.

*Indirizzo abituale:* Cambridge, Farmfield, Huntingdon Road.

Abb. 1.21 *Theodore von*  
*Kármán*, Direktor des »Aero-  
nautical Laboratory Guggen-  
heim« des California Institute  
of Technology, Caltech, Pasa-  
dena, USA.



*Theodore von Kármán*

**K**ÁRMÁN (DE) dott. TEODORO (Stati Uniti). Nato a Budapest. Laureato ingegnere meccanico a Budapest, in filosofia a Göttingen, dottore *ad honorem* in ingegneria a Berlino. Membro dell'Accademia delle Scienze di Göttingen e della R. Accademia delle Scienze di Torino. Lettore di meccanica applicata e aerodinamica all'Università di Göttingen negli anni 1909-12; nominato nel 1913 Capo del nuovo Istituto Aeronautico dell'Università di Aachen. Dal 1930 è Direttore del Laboratorio Aeronautico Guggenheim nel California Institute of Technology a Pasadena, e Direttore delle Ricerche dell'Istituto Guggenheim per i dirigibili di Akron (Ohio).

Le sue pubblicazioni sono numerosissime e molto importanti. Ne ricordiamo qui solo alcune, riguardanti fondamentali argomenti di aerodinamica, come la teoria dei vortici alterni, la teoria della turbolenza, la teoria delle correnti ultrasonore: « Ueber den Mechanismus des Widerstandes, den ein bewegter Körper in einer Flüssigkeit erfährt », " Ges. d. Wiss. zu Göttingen " 1912; « Ueber laminare und turbulente Reibung », " Z. A. M. M. ", 1921, Heft 4, Bd. 1; « Mechanische Aehnlichkeit und Turbulenz », " Nachr. d. Ges. d. Wiss. ", Göttingen, 1930; « Resistance of Slender Bodies Moving with Supersonic Velocities » in collaborazione con N. B. Moore. Trans. of A. S. M. E., Applied Mechanics Section, 1932-33; « General Aerodynamic Theory » in collaborazione con J. M. Burgers, vol. II of " Aerodynamic Theory " edited by W. F. Durand, 1935. Egli ha anche importanti pubblicazioni su problemi di elasticità e resistenza dei materiali e delle strutture.

*Indirizzo abituale:* Pasadena (Stati Uniti). Guggenheim Aeronautical Laboratories, California Institute of Technology.

bewährte. Damit konnte die von *L. Prandtl* und *G. I. Taylor* bereits 1910 unabhängig von einander angegebene *Nusseltsche* Wärmeübergangszahl für kompressible Strömungen erweitert und ferner gezeigt werden, dass die *Reynoldssche* Analogie unabhängig von der *Mach*-schen Zahl bestehen bleibt. Dabei konnte allerdings bei der praktischen Anwendung noch nicht der extrem starke Einfluss der seinerzeit zwar bekannten, aber rechnerisch noch nicht erfassbaren, Stoß-Grenzschichtinterferenz auf den Widerstand berücksichtigt werden.

Um seine Ausführungen über die Ermittlung des Widerstandes bei Überschallströmungen zu vervollständigen, behandelte *Th. von Kármán* in dem zweiten Teil seines Vortrages den Wellenwiderstand. Zusammen mit *N. B. Moore* hatte er in der von *L. Prandtl* bereits zitierten Arbeit 1932 eine Lösung für den Widerstand bei achsensymmetrischen Strömungen auf der Basis der Theorie der kleinen Störungen (Small Disturbance Theory) und Quell-Senkenverteilungen auf der Körperachse angegeben. *A. Busemann*<sup>23</sup> berichtete noch 1971 in seinem Übersichtsartikel »Compressible Flow in the Thirties« über die begeisterte Aufnahme des »Volta-Publikums«, wie von *Kármán* die Optimierung eines widerstandsrmen Geschosses bei vorgegebenem Kaliber und Nasenlänge demonstrierte.

In seinem Beitrag »Lift at Subsonic Speeds« behandelte

*E. Pistolesie* eine linearisierte *Prandtl-Glauert*-Beziehung, die eine näherungsweise Ermittlung des Anstellwinkels und der Profildicke durch eine Transformation von inkompressiblen auf kompressible Strömungsbedingungen ermöglichte. Eine interessante Überlegung, die keinen weiteren Eingang in die Literatur gefunden hatte, da die Strömungsablösung bei großen Anstellwinkeln und vorgegebenen Profilen mit endlicher Dicke noch im Windkanal ermittelt werden musste.

Wie *Th. von Kármán*<sup>24</sup> in seinen Memoiren schrieb, folgte danach der bedeutendste Vortrag bei der Konferenz, der eines jungen Mannes namens *Adolf Busemann* (Abb. 1.22), aus Deutschland, eines Schülers von *Ludwig Prandtl*. Ein weiterer, wie *Busemann* junger Teilnehmer der Tagung, *Carlo Ferrari*<sup>8</sup>, seinerzeit bereits mit 32 Jahren Professor für Aerodynamik an der Universität Turin, bezeichnete ihn 1996 in seinem, im Alter von 93 Jahren abgefassten Bericht über die Volta-Konferenz als: »Rising Star der modernen Strömungsmechanik«. *C. Ferrari* beschrieb *Th. von Kármán* als scharfsinnig, *L. Prandtl* als gründlich, ins Detail gehend, *G. I. Taylor* als besonders fähig, experimentelle Ergebnisse zu analysieren und hieraus vereinfachte theoretische Ansätze zu formulieren. *Adolf Busemann* war in seiner Erinnerung sehr reserviert, aber präzise und prägnant in seinen Aussagen, insbesondere wenn er über seine eigenen Forschungsergebnisse berichtete. Dies mag der Grund dafür sein,



Abb. 1.22 *Adolf Busemann*, Professor an der T. H. Dresden.



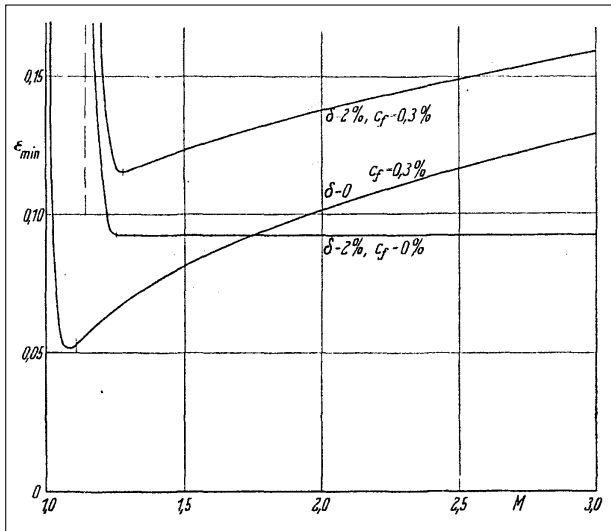


Abb. 1.23 Günstigste Gleitzahl eines bikonvexen Profils mit 2 % Dicke und dem mittleren Reibungsbeiwert  $C_f = 0,3\%$  in Abhängigkeit von der *Machschen* Zahl  $M$ .

dass seine Arbeiten in ihrer Tiefe, den logischen Konsequenzen und praktischen Anwendungen nur von wenigen Teilnehmern verstanden wurden. Vielleicht auch, weil es sich bei dem erst 34-jährigen *Adolf Busemann* im Vergleich zu seinen honorigen Kollegen quasi um einen Neuling in der internationalen Wissenschaftlerwelt handelte. 1901 in Lübeck geboren, studierte er an der Technischen Hochschule Braunschweig und promovierte bereits mit 24 Jahren zum Dr.-Ing., nur ein Jahr nachdem er sein Studium mit dem Diplom abgeschlossen hatte. Seine wissenschaftliche Karriere begann 1925 mit dem Eintritt in das Kaiser Wilhelm Institut (KWI) in Göttingen, das von *Ludwig Prandtl* geleitet wurde. Er förderte *Busemanns* beruflichen Werdegang, indem er ihm die Möglichkeit gab, sich 1930 an der Universität Göttingen zu habilitieren. *L. Prandtl* unterstützte seine Berufung als Dozent an die Technische Hochschule Dresden, auch wenn er *Adolf Busemann* als Kollegen besonders schätzte und sein Ausscheiden aus dem KWI ein Verlust für die Forschungsaktivitäten auf dem Gebiet kompressibler Strömungen war. Jetzt, anlässlich dieses *Volta-Kongresses*, hatte *Adolf Busemann* die Gelegenheit, seinem »Mentor« vorzutragen, welche Lösungen er für die Probleme der Überschallaerodynamik sah. Bei seinen Ausführungen zum Thema »Aerodynamischer Auftrieb bei Überschallgeschwindigkeit« stellte er zunächst die Frage, ob nach Annäherung der Fluggeschwindigkeit an die Schallgeschwindigkeit der große

Widerstandsanstieg und die Abnahme des Auftriebs im Überschall wieder aerodynamische Werte erzielen konnten, die einen Flug im Überschall zuließen. Hierzu konzentrierte sich *A. Busemann* auf reine Überschallströmungen, in denen keine Unterschallgebiete mehr vorkamen. In einer eleganten Abschätzung der Eigenschaften für ein bikonvexes Profil kam er zu Ergebnissen über die Änderung des Gleitwinkels (mit der *Machschen* Zahl, wie sie in Abb. 1.23 dargestellt wurde). (Um eine bessere Kopie zu erhalten, wurden die Abbildungen aus der deutschen »*Volta*«-Veröffentlichung von *A. Busemann*<sup>26</sup> übernommen!) Wählt man einen Reibungsbeiwert von  $c_f = 0,003$ , was dem Wert einer ebenen Platte bei den auftretenden *Reynoldsschen* Zahlen entspricht, so erhält man bei einer *Machschen* Zahl  $M = 1,08$  die minimale Gleitzahl von  $\epsilon = 0,05$ . Deutlich wird vor allem der Dickeneinfluss des Profils, da bei einem Dicken-Längenverhältnis  $\delta = 2\%$  des nichtangestellten Profils eine reine Überschallströmung erst von der *Machschen* Zahl  $M = 1,14$  überhaupt möglich ist. *Busemann* wies darauf hin, dass es gewaltiger technischer Anstrengungen bedürfe, um dieses Dickenverhältnis zu erreichen und diese Anstellwinkel zu beherrschen. So ist zum Beispiel das Dickenverhältnis  $\delta$  einer Rasierklinge etwa 0,3 Prozent, ohne jedoch über einen Kreisbogen geschärft zu sein. Um zu entscheiden, wann die Profildicke und wann die Reibung die großen Gleitzahlen verursachen, ist in der Abbildung der Grenzfall verschwindender Reibung beziehungsweise verschwindender Profildicke eingetragen. Nach diesen genial einfachen Grenzwertbetrachtungen entwickelte *Adolf Busemann* mit Hilfe eines Potenzansatzes Verfahren zur Ermittlung der aerodynamischen Kräfte bei größeren Ablenkungen, die auf einer gemeinsamen Arbeit mit *O. Walchner*<sup>27</sup> beruhten, und kam dann zu dem zweiten Teil seines Vortrages, der die Welt der Hochgeschwindigkeits-Aerodynamik verändern sollte.

In seinem Beitrag »Zylindrische Strömungsfelder« machte *Adolf Busemann* wieder deutlich, dass er sein ausgeprägtes analytisches Denken zur Lösung komplexer physikalischer Aufgabenstellungen umsetzen konnte. Die grundsätzlichen Überlegungen, warum das zylindrische Strömungsfeld um den schräg angeblasenen Tragflügel in eine ebene Strömung verwandelt werden kann, wenn die Druckkräfte auf der Druckseite des Tragflügels berechnet werden sollen, ist in dem zweiten Kapitel seines Vortragsmanuskriptes ausführlich dargestellt. Da die Originalversion dieses wichtigen Beitrages zur Aerodynamik in der Literatur nicht einfach zugänglich ist, wurde Kapitel 2 als Anhang A beigefügt. Der Staudruck  $q_0$  der Anströmung setzt sich aus der Dichte des Gases  $\rho_0$

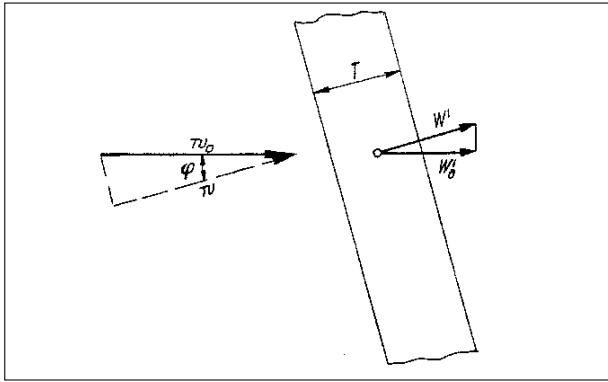


Abb. 1.24 Schräg angeblasener Tragflügel, Originalzeichnung nach *Adolf Busemann*, vgl. Anhang A.

und der Strömungsgeschwindigkeit  $w_0$  in folgender Weise zusammen:

$$q_0 = \frac{1}{2} (\rho_0 w_0^2)$$

Bei einer Schräganblasung eines Tragflügels unter dem Winkel  $\varphi$ , vgl. Abb. 1.24, muss man unter dem wirklichen Staudruck  $q_0$  der Anströmung und dem wirksamen Staudruck  $q$  unterscheiden, der die axiale Komponente der Anströmung nicht enthält. In ähnlicher Weise wird zwischen der *Machschen Zahl*  $M_0$  der Anströmung

$$M_0 = w_0/c$$

und der wirksamen *Machschen Zahl*

$$M = w/c$$

unterschieden, wobei die Schallgeschwindigkeit in der ungestörten Anströmung

$$c = (\kappa RT)^{1/2}$$

ist, und  $\kappa$  der Adiabaten-Exponent,  $R$  die Gaskonstante und  $T$  die statische Temperatur sind. Für den schräg angeblasenen Tragflügel lässt sich nach der Skizze in Abb. 1.25 die Beziehung

$$M = M_0 \cos \varphi$$

herleiten, da die Dichte  $\rho$  und die Schallgeschwindigkeit  $c$  unabhängig von der Schrägstellung des Tragflügels gegenüber der Anströmrichtung sind. Mit dieser genial einfachen Überlegung konnte *Adolf Busemann* zeigen, dass mit größer werdendem Pfeilwinkel  $\varphi$  für eine gegebene *Machsche Zahl* die Komponente der Geschwindigkeit normal zur Vorderkante des Tragflügels kleiner wird. Der Tragflügel »sieht« sozusagen nur die Normalkomponente der Anströmungsgeschwindigkeit, und der Beginn der Kompressibilitätseffekte wird zu einer höheren *Machschen Zahl* verschoben. Im transsonischen Geschwindigkeitsbereich (hoher Unterschall) treten die ersten Verdichtungsstöße erst bei größeren *Machschen Zahlen* der Anströmung auf. Beim transsonischen Flug wird deshalb beim Pfeilflügel die sogenannte kritische

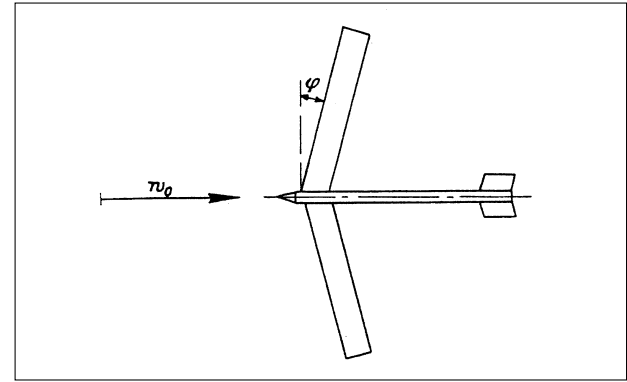


Abb. 1.25 Pfeilförmiges Tragwerk, vgl. Anhang A.

*Machsche Zahl* größer und der Widerstandsanstieg zu größeren *Machschen Zahlen* der Anströmung verschoben. Für den Überschallflug erhält man entsprechend eine Verschiebung des Beginns des Wellenwiderstandes zu größeren *Machschen Zahlen* und damit eine Reduzierung des Gesamtwiderstandes. *Adolf Busemann* widmete sich dann bei seinen weiteren Ausführungen der Berechnung des optimalen Gleitwinkels  $\epsilon$  für ein Tragwerk, wie in Abb. 1.25 skizziert. Hierzu ermittelte er den günstigsten Pfeilwinkel  $\varphi$ , wobei die bekannten Überlegungen der ebenen Strömung um den Tragflügel soweit wie möglich übernommen wurden. Dazu wurde die Profiltiefe als konstant angenommen und das Profil und der Anstellwinkel wurden unverändert senkrecht zur Tragflügelachse gemessen. Im Anhang A ist in Glg. 32 a eine relativ einfache Beziehung für den minimalen Gleitwinkel  $\epsilon$  angegeben. Zwei Kommentare *Busemanns* bestätigen wieder einmal sein ausgeprägtes Gefühl bei der Interpretation der analytisch gewonnenen Ergebnisse in Bezug auf ihre technische Realisierbarkeit:

- Bei höheren *Machschen Zahlen*  $M_0$  kommt man nicht unbedingt unter den günstigsten Wert der Gleitzahl für die Strömung mit der *Machschen Zahl*  $M$ . Denn der Formeinfluß wird zwar geringer, aber der Reibungswiderstand wird etwas erhöht. Solange die Form jedoch entscheidend ist, kommt man sicher unter die Gleitzahl, die man bei der Strömung mit der *Machschen Zahl*  $M$  selbst erreichen würde.
- Diese Betrachtung der Gleitzahlen könnte dazu verleiten, eine künstliche Erhöhung der *Machschen Zahl* als erwünscht anzusehen, um sie dann durch Pfeilform wieder erniedrigen zu können. So ein pfeilförmiger Autogiro bedeutet aber trotzdem keine Verbesserung. Denn es kommt ja nicht auf den Widerstand

*an, den der gewünschte Auftrieb verursacht, sondern es kommt auf die Leistung an, die erforderlich ist, um den Auftrieb erzeugen zu können. Multipliziert man die Gleitzahlen daher mit den Geschwindigkeiten, so fällt der scheinbare Vorteil sofort wieder weg.*

*Diese Bemerkung gilt aber noch allgemeiner: Wenn man bei Überschallgeschwindigkeit wieder Gleitzahlen erhält, die mit denen bei geringen Geschwindigkeiten vergleichbar sind, so ist damit noch nicht gesagt, dass man sie auch technisch verwerten kann. Sie kosten entsprechend der höheren Geschwindigkeit gesteigerte Leistungen, diese wiederum größere Gewichte usw. Die technischen Aufgaben beginnen daher erst, nachdem jetzt die Größe der Gleitzahlen bekannt ist.*

Es sollte an dieser Stelle erwähnt werden, dass bereits 1924 *Max Munk*<sup>28</sup> auf den Effekt der normalen Geschwindigkeitskomponente beim Schiebeflug eines Rechteckflügels im Unterschall hingewiesen hatte. Dies war offensichtlich *Adolf Busemann* nicht bekannt, da *Munk* mit der Pfeilung und V-Stellung des Tragflügels nur den Einfluss auf die Stabilität und nicht die Effekte der *Machschen* Zahlen betrachtet hatte. Sein Schüler *R.T. Jones*<sup>29,30</sup> könnte sich an *Munks* Arbeit erinnert haben, als er 1945 die Vorteile der Pfeilung eines Tragflügels für den transsonischen Flug in den USA zum zweiten Mal entdeckte. Dies war zehn Jahre nach *Adolf Busemanns* Vortrag beim Volta-Kongress, 1935! Offensichtlich war das Pfeilflügelkonzept *Busemanns* ab 1935 zwar weltweit bekannt und die Unterlagen für jedermann zugänglich, aber die Voraussetzungen für eine Anwendung und die Realisierung eines transsonischen- bzw. Überschallfluges waren für viele Wissenschaftler und Ingenieure im Ausland noch nicht reif. Sogar *Th. von Kármán* schrieb 1967 in seinem Buch »Die Wirbelstraße« (Seite 263):

*»In Bezug auf die zukünftige Flugzeugentwicklung war der bedeutendste Vortrag bei der Konferenz der eines jungen Mannes namens Dr. Adolf Busemann aus Deutschland, eines Prandtl-Schülers, der jetzt in den Vereinigten Staaten für die NASA arbeitet. Busemann analysierte die Natur des Auftriebs bei Überschallgeschwindigkeit und half mit, die Grundlagen für die Konstruktion des ersten Strahlflugzeuges im Zweiten Weltkrieg zu schaffen, indem er zum ersten Mal aufzeigte, wie die Eigenschaften eines gepfeilten Flügels viele Probleme im schallnahen Geschwindigkeitsbereich lösen könnte. Ich muss gestehen, dass ich diesem Vorschlag damals nicht viel Beachtung schenkte ...«*

Nach den Beiträgen zur theoretischen Behandlung von

kompressiblen Strömungen folgten drei Vorträge über Windkanaluntersuchungen. *E. N. Jacobs* berichtete über die letzten Ergebnisse aus den »11-inch« und »24-inch«-Hochgeschwindigkeitswindkanälen. Es wurde über Profilmessungen berichtet, die später in Deutschland eine wichtige Basis für Vergleichsmessungen, vor allem in dem neu errichteten Hochgeschwindigkeitswindkanal in der DVL in Berlin, spielen sollten. Hierüber wird noch ausführlich berichtet.

Die Analysen der Ergebnisse der Kraftmessungen wurden durch Aufnahmen mit einem Schlierensystem ergänzt. Diese experimentellen Untersuchungen machten insbesondere Problemstellungen beim Erreichen der kritischen *Machschen* Zahl deutlich. Man erhoffte sich bessere Versuchsergebnisse aus dem gerade fertiggestellten »24-inch«-Hochgeschwindigkeitswindkanal, da die Wandinterferenzen bei gleicher Modellgröße kleiner werden sollten. *M. Panetti* von der Technischen Hochschule in Turin stellte unter anderem eine Modellhalterung für rotierende Modelle und ein Interferometer für freifliegende Modelle vor. Diese Arbeiten wurden ergänzt durch die Mitteilung von Versuchsergebnissen, die *G. P. Douglas* vom National Physical Laboratory in Teddington, England, an Propellern bei hohen Unterschallgeschwindigkeiten gewonnen hatte. Wegweisend analysierte er die Probleme an den Blattspitzen der untersuchten Propeller bei Annäherung an die Schallgeschwindigkeit: einmal den entstehenden Lärm, der neben der Erkennbarkeit auch zu starken Belastungen der Piloten und der Flugzeugzelle führte und deutliche Leistungsabnahmen beim Auftreten von Stößen im Blattspitzenbereich. Alle Ergebnisse zeigten eine akzeptable Übereinstimmung mit der Theorie nach *Prandtl-Glauert*, solange man örtlich die Schallgeschwindigkeit nicht erreicht hatte und somit keine stoßinduzierte Ablösung auftrat. Eine Änderung der Blattspitzenform, um durch eine Anwendung der *Busemannschen* Idee die kritische *Machsche* Zahl durch eine Pfeilung der Blattspitze herabzusetzen, wurde auch in Deutschland erst in den 40er Jahren realisiert. Das große Interesse an der Leistungsverbesserung von Propellern war zweifellos durch die Zielvorstellung begründet, noch höhere Geschwindigkeiten als bei den italienischen Rekordflügen von 1934 zu erzielen.

Im letzten Vortrag der zweiten Hauptsitzung stellte *Jakob Ackeret* (Abb. 1.26) den Wissensstand für den Entwurf und den Betrieb von Windkanälen bei hohen Geschwindigkeiten dar. *Ackeret* studierte an der Technischen Hochschule in Zürich unter Professor *Aurel Boleslav Stodola*. Von 1921–1926 arbeitete *J. Ackeret* bei *Ludwig*

Prandtl in der Aerodynamischen Versuchsanstalt Göttingen (AVA) vorwiegend an Problemstellungen kompressibler Strömungen, bevor er 28-jährig seine Tätigkeit als Privatdozent und ab 1931 als Ordinarius für Aerodynamik an der Eidgenössischen Technischen Hochschule (ETH) Zürich aufnahm. In Italien hatte sich *J. Ackeret* bereits einen Namen als Entwurfsingenieur für Hochgeschwindigkeits- und Überschallwindkanäle gemacht. Anlässlich einer Exkursion zum Italienischen Aerodynamischen Forschungszentrum in Guidonia nahe Rom konnten sich die Kongressteilnehmer von dem hohen technischen Standard der *Ackeretschen* Windkanalstrukturen persönlich überzeugen. Es war der Überschallkanal von Guidonia, in dem 1938 der berühmte Aerodynamiker *Antonio Ferri* seine schallnahen Experimente durchführte und dabei die erste transsonische Messstrecke konzipierte. Durch seine Ausbildung bei Prof. *Stodola* auf dem Gebiet der Strömungsmaschinen war *J. Ackeret* ein Experte für Turbinen und Verdichter und zusammen mit seinen in der AVA erworbenen Kenntnissen über kompressible Strömungen prädestiniert für den Windkanalbau. Wegen des mit der *Machschen* Zahl steigenden Energiebedarfes beschäftigte er sich ausführlich mit der Optimierung von Diffusoren, da hier eine Strömungsablösung zu erheblichen Energieverlusten (geringer Druckrückgewinn) und einer schlechten Strömungsqualität in der Messstrecke führte.

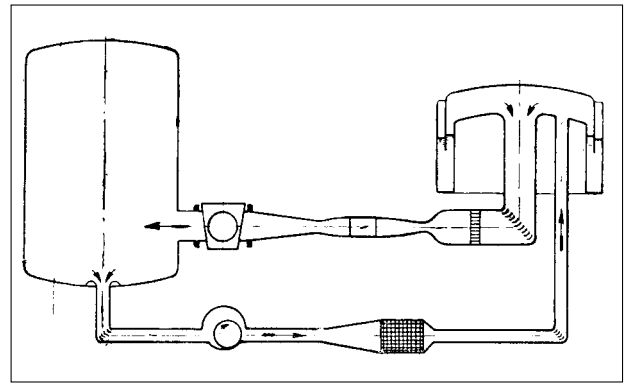



Abb. 1.27 Prinzipskizze eines Überschallkanals mit Vakuum-Speicherbetrieb, wie er in der AVA Göttingen entwickelt worden war. Die Entnahme getrockneter Luft erfolgte aus einem Gasometer.

Ein Problem, das bis heute beim Bau von neuen Großanlagen durch Untersuchungen in Modellkanälen gelöst wird. Bei Überschallkanälen ging *J. Ackeret* auf den in der AVA Göttingen konzipierten »Speicherkanal« ein, dessen prinzipieller Aufbau in Abb. 1.27 gezeigt wird. Um das Vereisen von Modellen zu vermeiden, war eine Einrichtung geschaffen worden, die es ermöglichte, getrocknete Luft aus einer Luftglocke zu entnehmen. Es



*Ackeret*

**A**CKERET prof. JACOB (Svizzera), nato nel 1898 a Zurigo. Laureato ingegnere meccanico nel Politecnico Federale di Zurigo. Nel 1920-21 assistente del prof. Stodola; nel 1921-26, capo reparto nel Laboratorio Aerodinamico di Göttingen. Dal 1927-31 libero docente, dal 1931-34 straordinario e dal 1934 ordinario al Politecnico di Zurigo e Direttore di quell'Istituto di Aerodinamica.

*Publicazioni principali:* «Luftkräfte auf Flügel die mit grösserer als Schallgeschwindigkeit bewegt werden», "Z. für Flugtechnik", 1925, S. 72-74; «Artikel Gasdynamik» im "Handbuch der Physik", Verl. Springer Berlin 1927, S. 289-345. Bd. VII; «Ueber Luftkräfte bei sehr hohen Geschwindigkeiten insbesondere bei ebenen Strömungen», "Helv. physica acta", 1928, S. 301-322; «Der Luftwiderstand bei sehr grossen Geschwindigkeiten», «Schweiz. Bauzeitung», 1929, S. 179-183. Bd. 94. «Experimentelle und theoretische Untersuchungen über Hohlraumbildung (Kavitation)» im "Wasser. Technische Mechanik und Thermodynamik", 1930, Bd. I. S. 1-22 und 63-72.

*Indirizzo abituale:* Zurigo, Institut für Aerodynamik E. T. H.

Abb. 1.26 *Jacob Ackeret*, Professor an der T. H. Zürich.

Abb. 1.28 Carl Wieselsberger,  
Professor an der T.H. Aachen.

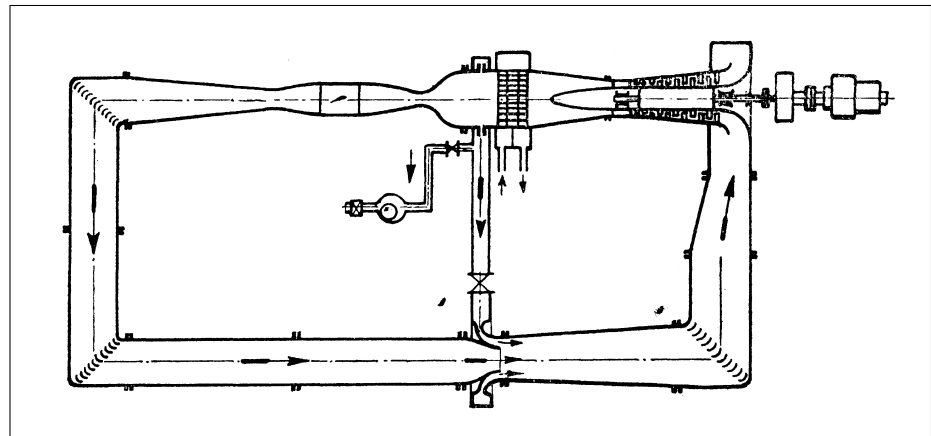


*C. Wieselsberger*

**W**IESELSBERGER prof. CARL (Germania).  
Nato nel 1887 ad Ebersthal (Baviera Inferiore). Direttore dell'Istituto Aerodinamico della Technische Hochschule di Aachen. Effettuò i suoi studi di ingegneria al Politecnico di Monaco e conseguì il dottorato nel 1912 con una ricerca scientifica nel campo dell'aeronautica. Dal 1912-1922 fu collaboratore del prof. Prandtl all'Istituto Aerodinamico di Göttingen e durante la guerra prestò servizio in aviazione. Nel 1922 conseguì la laurea in filosofia all'Università di Göttingen e da quell'anno al 1930 fu consulente scientifico presso gli Istituti aerodinamici del Governo giapponese, specie nell'Istituto delle Ricerche dell'Università Imperiale di Tokyo, nei "Reports" del quale pubblicò vari lavori. Nel 1930 fu nominato professore e direttore dell'Istituto aerodinamico al Politecnico di Aachen. Molte pubblicazioni nel campo dell'aerodinamica egli ha effettuate nella rivista "Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt", nella "Zeitschrift für angewandte Mathematik und Mechanik", nei "Rendiconti" degli Istituti aerodinamici di Göttingen, di Aachen, di Tokyo (già citati) e su altre riviste scientifiche.

*Indirizzo abituale: Aquisgrana, Aerodynamisches Institut der Techn. Hochschule.*

Abb. 1.29 Continuierlich arbeitender Überschallkanal. Geschwindigkeitsvergrößerung durch einen Ejektor, nach J. Ackeret.



war Prof. Carl Wieselsberger (Abb. 1.28), von der T.H. Aachen, der bereits bei der Diskussion der von L. Prandtl beim Volta-Kongress gezeigten Schlierenaufnahmen erstmals auf das Problem des möglichen Auftretens von Kondensationsstößen durch zu hohe Luftfeuchtigkeit hinwies.<sup>31</sup> Diese wichtige Erkenntnis wurde anscheinend von vielen Tagungsteilnehmern nicht verstanden oder ignoriert und auch nicht in die schriftliche Dokumentation der Diskussionsbeiträge aufgenommen. Zurück-

gekehrt nach Aachen hat C. Wieselsberger seinen Doktoranden Rudolf Herrmann<sup>32</sup> mit der Behandlung dieses Themas beauftragt. Seine Forschungsergebnisse fanden später Eingang in das Konzept des Peenemünder Überschallkanals und trugen maßgeblich zur Qualität dieser Versuchseinrichtung bei. Als Beispiel einer kontinuierlich laufenden Versuchsanlage beschrieb J. Ackeret den Züricher Überschallkanal Abb. 1.29. Durch eine geschickte Widerstandsoptimierung des Kühlers und

einen 13-stufigen Axialkompressor mit einem adiabatischen Wirkungsgrad von 80 Prozent war es gelungen, bei einem Messquerschnitt von 40 cm x 40 cm und doppelter Schallgeschwindigkeit die Antriebsleistung auf 700 kW zu begrenzen. Das für das Italienische Aerodynamische Forschungszentrum in Guidonia von J. Ackeret konzipierte Windkanalkonzept beruhte auf fast identischen Konstruktionsmerkmalen.

Die dritte Hauptsitzung beschäftigte sich mit Problemstellungen der »Thermodynamik und Verbrennung«, deren Lösungen als wichtige Voraussetzungen für die Verwirklichung des Hochgeschwindigkeitsfluges erkannt worden waren. Hier soll auf weitere Details der Vorträge nicht eingegangen werden, da alle fünf Beiträge vor allem aufzeigten, dass für den Hochgeschwindigkeitsflug in großen Höhen zunächst die Entwicklung neuer Antriebe notwendig war. So bemerkte in der Abschlussdiskussion H. E. Wimperis:

*»... um in Höhen schnell fliegen zu können, müssen wir noch auf die Entwicklung neuer Antriebe, wie die Strahltriebwerke warten. Von dem Einsatz dieser neuen Antriebe sind wir jedoch noch weit entfernt. Aber eines Tages – Dank der hervorragenden Arbeit dieses Kongresses – werden wir wissen, wie wir es machen müssen. Dann wird die verbleibende Aufgabe sein, die Passagiere davon zu überzeugen, so schnell in großen Höhen zu fliegen.«*

Dass die Entwicklung und Realisierung des Hochgeschwindigkeitsflugzeuges nicht durch die Passagiere kommerzieller Fluglinien sondern durch rein militärische Anwendungen bestimmt sein würde, haben sicherlich viele Teilnehmer des Kongresses bereits geahnt. So wurde der Vortragsbeginn von Adolf Busemann verschoben, da den Kongressteilnehmern zunächst eine Kriegserklärung des »Duce« Benito Mussolini zum Einmarsch der Italiener in Abessinien, dem heutigen Äthiopien, zu Gehör gebracht wurde. Insgesamt waren an dieser Invasion rund 300 000 italienische Soldaten beteiligt. Der Kriegsverlauf wurde wesentlich durch die seinerzeit hochmoderne italienische Luftwaffe bestimmt. Für die Wissenschaftler aus Frankreich und England wurde die Situation besonders prekär, da ihre Regierungen massive Eigeninteressen in diesem Gebiet Afrikas verfolgten. Während die englischen Kongressteilnehmer von ihrer Regierung gehalten wurden, nur noch die Vortragsveranstaltungen zu besuchen, unterlagen die Franzosen keiner offiziellen Beschränkung.

Als zusammenfassende Bewertung über den Erfolg des Volta-Kongresses sollen zwei Kommentare der seinerzeit

jungen Teilnehmer zitiert werden:

Adolf Busemann schloss seinen 1971 erschienenen Artikel über kompressible Strömungen in den 30er Jahren mit den Worten:

*»Die Forscher auf dem Gebiet kompressibler Strömungen blieben auch nach dem Krieg eine große internationale Familie, in der man sich gegenseitig achtete und akzeptierte. Sie unternahmen große Anstrengungen, die internationalen Beziehungen zwischen den Wissenschaftlern zu verbessern und vermeiden, gegenseitige Schuldzuweisungen zu machen, dass sie nicht erst Frieden geschaffen hatten, bevor sie den Lufttransport weltweit verbesserten.«*

Carlo Ferrari schrieb mit 93 Jahren als letzter überlebender Zeitzeuge in seinem 1996 erschienen Bericht über den Volta-Kongress am Schluss die versöhnlichen Worte:

*»Ich glaube, dass der 5. Volta-Kongress für alle Studenten der Strömungsmechanik in ewiger Erinnerung bleiben wird. Für diejenigen, die das Glück hatten, daran teilzunehmen, werden ihre starken Eindrücke ein Leben lang nicht vergessen. Alle Teilnehmer des VOLTA-Kongresses waren durch eine tiefe Freundschaft verbunden. Auch wenn die ersten Anzeichen des Zweiten Weltkrieges bereits bei der Veranstaltung deutlich wurden, unsere Freundschaft wurde durch die tragischen Ereignisse der nächsten Jahre nicht zerstört.«*

Es war Theodore von Kármán, der nach dem Zweiten Weltkrieg die Initiative ergriff und in Brüssel eine postuniversitäre Institution im Rahmen der AGARD für junge Wissenschaftler schaffte. Das nach ihm benannte »von Kármán Institute for Fluid Dynamics« (VKI) hat zwischenzeitlich mehrere Generationen von Strömungsmechanikern ausgebildet, von denen überdurchschnittlich viele in angesehenen Positionen international tätig wurden. Nach 1989 wurden sofort Kontakte zu den neuen NATO-Beitrittskandidaten der ehemaligen Ostblockländer aufgenommen, sodass heute zum Beispiel auch Studenten aus Ungarn, der Heimat von v. Kármán, am VKI studieren.

Da viele der eingeladenen Teilnehmer des 5. Volta-Kongresses noch eine tragende Rolle während oder nach dem Zweiten Weltkrieg bei der Weiterentwicklung der Hochgeschwindigkeits-Aerodynamik spielen sollten, ist im Anhang B die Teilnehmerliste im Original wiedergegeben.

- 1 J. C. Rotta, Die Aerodynamische Versuchsanstalt in Göttingen, ein Werk Ludwig Prandtls. Ihre Geschichte von den Anfängen bis 1925. Vandenhoeck & Ruprecht, Göttingen, 1990. S. 1–332.
- 2 L. Prandtl, Über die Flüssigkeitsbewegung bei sehr kleiner Reibung. Verhandlgn. d. III Intern. Math. Kongr. Heidelberg. 8.–13. August 1904. B.G. Teubner Verlag, Leipzig 1905, S. 485–491.
- 3 H. Blasius, Grenzschichten in Flüssigkeiten mit kleiner Reibung. Zeitschr. f. Math. u. Phys. 56, 1908, S. 1–37.
- 4 E. Boltze, Grenzschichten an Rotationskörpern in Flüssigkeiten bei kleiner Reibung. Diss. Göttingen 1908.
- 5 K. Hiemenz, Die Grenzschicht an einem in den gleichförmigen Flüssigkeitsstrom eingetauchten geraden Zylinder. Dingers Polytechn. Journal 326, 1911, S. 321–324.
- 6 L. Prandtl, Zur Theorie des Verdichtungsstoßes. Zeitschr. Ges. Turbinenwes. 3, 1906, S. 241–245.
- 7 L. Prandtl, Neue Untersuchungen über die strömende Bewegung der Gase und Dämpfe. Phys. Zeitschr. 8, 1907, S. 23–30.
- 8 Th. Meyer, Über zweidimensionale Bewegungsvorgänge in einem Gas, das mit Überschallgeschwindigkeit strömt. *Mitteilung Forsch. Ing.-Wesen*, Heft 62, 1908.
- 9 H. Schlichting, E. Truckenbrodt, Aerodynamik des Flugzeuges. Bd. II, 2. Auflage, Springer-Verlag, Berlin Heidelberg New York, 1969.
- 10 L. Prandtl, Tragflügeltheorie, I. und II. Mitteilung. Nachrichten der Königlichen Gesellschaft der Wissenschaften Göttingen, Math.-Phys. Klasse, 1918, S. 451–477 und 1919, S. 107–137.
- 11 F.W. Lanchester, Aerodynamics. London, 1907. Aerodionetics, London, 1908. Deutsche Übersetzung: Bd. I und II, Berlin/Leipzig 1909 und 1911.
- 12 Th. von Kármán, Ludwig Prandtl. Zeitschr. f. Flugtechnik und Motorluftschiffahrt (ZFM), 16, Heft 3, 1925, S. 37–38.
- 13 J. Ackeret, Luftkräfte auf Flügel, die mit größerer als Schallgeschwindigkeit bewegt werden. Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt, 3. Heft, 16. Jahrgang, 1925, S. 72–74.
- 14 H. Glauert, The Effect of Compressibility on the Lift of an Airfoil. Proc. Roy. Soc. London. VOL. CXVIII, 1928, S. 113–119.
- 15 A. Busemann, Zeichnerische Ermittlung von ebenen Strömungen mit Überschallgeschwindigkeit. ZAMM, Bd. 8, 1928, S. 423–42.
- 16 A. Busemann, Verdichtungsstöße in ebenen Gasströmungen. A. Gilles, L. Hopf, Th. v. Kármán (Hrsg), Vorträge aus dem Gebiet der Aerodynamik und verwandte Gebiete. Verlag J. Springer, Berlin 1929, S. 162–169.
- 17 L. Prandtl und A. Busemann, Näherungsverfahren zur zeichnerischen Ermittlung von ebenen Strömungen mit Überschallgeschwindigkeit. Festschrift zum 70. Geburtstag von Prof. Dr. A. Stodola, Verlag Füßli, Zürich 1929, S. 499–509.
- 18 G.A. Crocco (Hrsg), Convengno di Scienze Fisiche, Matematiche e Naturali. Tema: Le Alta Velocita in Aviazione. Reale Accademia d'Italia, Fondazione Alessandro Volta. 30. Settembre–6. Ottobre 1935, Roma. Verlag: Reale Accademia d'Italia, 1936, S. 1–695.
- 19 Schriftwechsel aus dem Nachlass von W. Tollmien, Archiv zur Geschichte der Max-Planck-Gesellschaft, Berlin.
- 20 G. I. Taylor, J. W. Macoll, The Air Pressure on a Cone at High Speeds. Proc. Roy. Soc. A., Vol. 139, 1933, S. 278–298.
- 21 Th. von Kármán, N. B. Moore, Resistance of Slender Bodies Moving with Supersonic Velocities with Special Reference to Projectiles. Tran. Am. Soc. Mech. Eng., 1932.
- 22 L. Prandtl, Theorie des Tragflügels im zusammendrückbaren Medium. Luftfahrtforschung 13, 1936, S. 313.
- 23 A. Busemann, Compressible Flow in the Thirties. Annual Review Fluid Mechanics, Vol. 3, 1971, S. 1–12.
- 24 Th. von Kármán, Die Wirbelstraße, mein Leben für die Luftfahrt. Hoffmann und Kampe Verlag, 1968, S. 263.
- 25 Carlo Ferrari, Recalling the 5th VOLTA Congress: High Speeds in Aviation. Annual Review Fluid Mechanics, Vol. 28, 1996, S. 1–9.
- 26 A. Busemann, Aerodynamischer Auftrieb bei Überschallgeschwindigkeit. Vortrag auf der 5. Volta-Tagung in Rom, 1935. Luftfahrtforschung Bd. 12, Nr. 6, 1935, S. 210–220.
- 27 A. Busemann, O. Walchner, Profileigenschaften bei Überschall. Forschung auf dem Gebiet des Ingenieurwesens. VDI Verlag GmbH, Berlin NW7, Bd. 4, Heft 2, 1933, S. 87–92.
- 28 Max Munk, Note on the Relative Effect of Dihedral and the Sweep Back of Airplane Wings. NACA TN 177, 1924.
- 29 R.T. Jones, Properties of low-aspect pointed wings at speeds below and above the speed of sound. NACA Report No. 835, 1945.
- 30 R.T. Jones, Wing plan forms for high-speed flight. NACA Report No. 863, 1945.
- 31 Peter W. Wegener, The Peenemünde Wind Tunnels, A Memoir. Yale University Press, New Haven-London, 1996, S. 25.
- 32 R. Herrmann, Der Kondensationsstoß in Überschall-Windkanaldüsen. Deutsche Akademie der Luftfahrtforschung, 1942, S. 201–209.

## Aerodynamischer Auftrieb bei Überschallgeschwindigkeit.

Von A. Busemann, Dresden.

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

Die guten Gleitzahlen der Tragflügel bei geringen Geschwindigkeiten verschlechtern sich mit der Annäherung der Fluggeschwindigkeit an die Schallgeschwindigkeit. Daher entsteht die Frage, ob man bei Überschallgeschwindigkeit wieder zu großen Auftrieben bei geringen Widerständen gelangt und wie ein solcher Auftrieb zu erzielen ist<sup>1)</sup>.

Eine grundsätzliche Beschränkung wird den folgenden Überlegungen dadurch auferlegt, daß es sich stets um reine Überschallströmungen handeln soll, in denen keine Gebiete mit Unterschallgeschwindigkeit vorkommen. Bedingt ist dies dadurch, daß für die Strömungen mit gemischten Über- und Unterschallgebieten nur ganz vereinzelte Lösungen bekannt geworden sind. Andererseits treten in einer Überschallströmung nur dann Gebiete mit Unterschallgeschwindigkeit auf, wenn man Körper mit stumpfen Vorderenden oder stark angestellte Körper verwendet. In der Nähe des Staupunktes an der Vorderseite dieser Körper erhält man Unterschallgeschwindigkeit und zugleich hohe Drücke, denen man an der Rückseite keine gleich hohen entgegensetzen kann. Es ist daher kaum anzunehmen, daß gerade in diesen gemischten Strömungen besondere Vorteile herauszuholen sind. Immerhin bleibt dies eine unbewiesene Behauptung, weil sich ein Beweis mit den der reinen Überschallströmung angepaßten Überlegungen naturgemäß nicht bringen läßt.

### Gliederungen.

- I. Ebene Überschallströmungen.
  1. Zeichnerische Lösungen.
  2. Strömung um die Ecke.
  3. Auftrieb und Widerstand.
  4. Oberflächenreibung.
  5. Günstigste Gleitzahlen.
  6. Einfluß der Profildicke.
  7. Einfluß der Reibung.
  8. Potenzreihe für die Druckdifferenz.
  9. Aerodynamische Kräfte bei größeren Ablenkungen.
  10. Die Bedeutung der höheren Glieder.
- II. Zylindrische Strömungsfelder.
  1. Schräg angeblasener Tragflügel.
  2. Pfeilförmige Tragwerke.
- III. Kegelige Strömungsfelder.
  1. Besonderheiten der Überschallströmung.
  2. Tragflügelenden.
  3. Randwiderstand (induzierter Widerstand).
  4. Differentialgleichung für kegelige Strömungsfelder.
  5. Achsel angeblasene Kegelspitze.
  6. Störung der Potentialströmung durch Verdichtungsstöße.
  7. Kegelige Strömungsfelder an Tragflügelrändern.
- IV. Zusammenfassung.
- V. Schrifttum.

### I. Ebene Überschallströmungen.

#### 1. Zeichnerische Lösungen.

Die Behandlung ebener Überschallströmungen ist am weitesten entwickelt. Dies erklärt sich nicht allein durch die Erleichterungen bei Erniedrigung der Dimensionszahl. Vielmehr beruht der Fortschritt hier wesentlich auf der Tatsache, daß sich die Differentialgleichung der Gasströmung bei Beschränkung auf die Ebene linear schreiben läßt, wenn man eine Berührungstransformation auf die Ebene der Geschwindigkeitskomponenten anwendet (vgl. auch III, 4). Dies ist auch die Grundlage des zeichnerischen Verfahrens zur Verfolgung ebener Überschallströmungen, über das L. Prandtl auf der Tagung im Rahmen seines Vortrages besonders berichtete [1, 2]. Gerade die Bewegung von Körpern durch ruhende Luft liefert für dies Verfahren besonders angenehme Verhältnisse, weil die relativ zum Körper gleichmäßig zuströmende Luft saubere Anfangsbedingungen schafft.

<sup>1)</sup> Für die 5. Volta-Tagung, die »Hohe Geschwindigkeiten in der Luftfahrt« zum Gegenstand hat, wurde der Verfasser durch deren Präsident General Crocco aufgefordert, diese Frage zu beleuchten. Um unerwünschte Überschneidungen mit anderen Vorträgen dieser Tagung zu vermeiden, die zum Teil Versuchsanlagen und Versuchsergebnisse betrafen, wurden allein die aus der Theorie hervorgehenden Möglichkeiten behandelt.

Die eigentlichen zeichnerischen Lösungen würden erst notwendig, wenn eine gegenseitige Beeinflussung von mehreren tragenden Teilen zu beachten wäre. Tatsächlich gibt es auch gewisse Besonderheiten, die das Vorhandensein von mehreren Körpern voraussetzen. Man kann z. B. keinen zweidimensionalen Einzelkörper angeben, der bei endlicher Tiefe einen endlichen Querschnitt hat, ohne in der reibungslosen Überschallströmung einen Widerstand zu erzeugen. Für zwei derartige Körper kann man eine Strömung ohne Widerstand herstellen. Die einander abgewendeten Seiten der Körper müssen eben und parallel zur Anblasung sein. Die einander zugekehrten Seiten können dagegen durch besondere Formgebung so eingerichtet werden, daß jeder Körper die vom anderen erzeugten Störungen aufhebt. Indem die beiden Körper gegenseitig ihr Wellenfeld glätten, kommt in diesem Falle kein Wellenwiderstand zustande. Für das hier allein zu behandelnde Auftriebsproblem sind mir ähnliche Besonderheiten allerdings nicht bekannt. Ich möchte mich daher auf Einzellügel beschränken.

#### 2. Strömung um die Ecke.

Der einzelne Tragflügel schneidet mit seiner Vorderkante die ebene Strömung in zwei getrennte Bereiche, die sich erst an der Hinterkante des Tragflügels wieder vereinigen. Hier können sie aber keine Rückwirkung auf den Tragflügel ausüben, weil jede Wirkung in der reinen Überschallströmung auf den sich stromabwärts erstreckenden Machschen Kegel beschränkt bleibt. Das Wellenfeld im oberen Strömungsbereiche ist daher allein von der Gestalt der Oberseite des Tragflügels abhängig, ebenso das Wellenfeld im unteren Bereich von der Gestalt der Tragflügelunterseite. Dieser Fall entspricht aber genau den Voraussetzungen für die Anwendung der Prandtl'schen Strömung »um die Ecke«. Bei dieser Strömung ist der statische Druck allein abhängig von der Richtung der Geschwindigkeit und daher der Druck an der Tragflügelfläche nur abhängig von der Neigung der einzelnen Flächenelemente. Mit Hilfe der von Th. Meyer berechneten Beziehungen zwischen Richtung und Druck für die Strömung um die Ecke hat J. Ackeret zum erstenmal die Kräfte an Tragflügeln ermittelt [3, 4].

Für die nachfolgenden allgemeinen Untersuchungen ist es zweckmäßiger, statt der punktweise berechneten Beziehungen zwischen Druck und Neigungswinkel einen linearisierten Ausdruck zu verwenden, der bei Benutzung bestimmter Bezugsgrößen sogar von der Art des verwendeten Gases unabhängig wird. Die Drücke sollen mit dem Staudruck  $q$  der Strömung verglichen werden, der sich aus der Dichte  $\rho$  des Gases, und der Strömungsgeschwindigkeit  $w$  in folgender Weise zusammensetzt:

$$q = \frac{1}{2} \rho w^2 \dots \dots \dots (1)$$

Bei geringen Geschwindigkeiten gibt der Staudruck den Überdruck am Staupunkt an. Bei hohen Geschwindigkeiten hat er diese Bedeutung nicht mehr, er ist nur eine durch Definition festgelegte Bezugsgröße. Um die Höhe der Geschwindigkeit zu kennzeichnen, vergleicht man sie mit der Schallgeschwindigkeit  $c$  des Gases in der ungestörten Strömung. Dies Verhältnis wird als Machsche Zahl  $M$  bezeichnet und ist bei Überschallgeschwindigkeit maßgebend für den Machschen Winkel  $\alpha$ :

$$M = \frac{w}{c} = \frac{1}{\sin \alpha} \dots \dots \dots (2)$$

Die Strömung um die Ecke liefert folgende Differentialbeziehung zwischen Druck  $p$  und Stromlinienwinkel  $\beta$ :

$$d p = \frac{\rho w^2}{\sqrt{\left(\frac{w}{c}\right)^2 - 1}} \cdot d \beta \dots \dots \dots (3)$$



$$\begin{aligned}
 c'_a &= \left[ (B_{1u} + B_{1o})C_1 + (B_{2u} - B_{2o})C_2 + (B_{3u} + B_{3o}) \left( C_3 - \frac{1}{2}C_1 \right) \right] + \bar{\beta} \left[ (B_{0u} + B_{0o})C_1 + 2(B_{1u} - B_{1o})C_2 + 3(B_{2u} + B_{2o}) \left( C_3 - \frac{1}{2}C_1 \right) \right] \\
 &+ \bar{\beta}^2 \left[ 3(B_{1u} + B_{1o}) \left( C_3 - \frac{1}{2}C_1 \right) \right] + \bar{\beta}^3 \cdot 2 \left( C_3 - \frac{1}{2}C_1 \right) - \frac{1}{2}D \left[ (\bar{\beta} + \beta_{vu'})^3 + |\bar{\beta} + \beta_{vu'}|^3 + (\bar{\beta} + \beta_{vo'})^3 - |\bar{\beta} + \beta_{vo'}|^3 \right] \quad (21a) \\
 c''_a &= \left[ (B_{2u} + B_{2o})C_1 + (B_{3u} - B_{3o})C_2 + (B_{4u} + B_{4o}) \left( C_3 - \frac{1}{6}C_1 \right) \right] + \bar{\beta} \left[ 2(B_{1u} + B_{1o})C_1 + 3(B_{2u} - B_{2o})C_2 + 4(B_{3u} + B_{3o}) \left( C_3 - \frac{1}{6}C_1 \right) \right] \\
 &+ \bar{\beta}^2 \left[ (B_{0u} + B_{0o})C_1 + 3(B_{1u} - B_{1o})C_2 + 6(B_{2u} + B_{2o}) \left( C_3 - \frac{1}{6}C_1 \right) \right] + \bar{\beta}^3 \left[ 4(B_{1u} + B_{1o}) \left( C_3 - \frac{1}{6}C_1 \right) \right] + \bar{\beta}^4 \cdot 2 \left( C_3 - \frac{1}{6}C_1 \right) \\
 &- \frac{1}{2}D \cdot \bar{\beta} \left[ (\bar{\beta} + \beta_{vu'})^3 + |\bar{\beta} + \beta_{vu'}|^3 + (\bar{\beta} + \beta_{vo'})^3 - |\bar{\beta} + \beta_{vo'}|^3 \right] \dots \dots \dots (21b)
 \end{aligned}$$

Hierin bedeuten die Abkürzungen  $B_{0u}$  bis  $B_{4o}$  die auf die Profiltiefe bezogenen Integrale der durch den ersten Index angegebenen Potenz der Neigungen  $\beta_u'$  bzw.  $\beta_o'$  nach folgender Anweisung:

$$B_{nx} = \frac{1}{T} \int_0^{s_x} (\beta_x')^n \cdot ds_x \dots \dots \dots (22)$$

mit  $n = 0, 1, 2, 3, 4$  und  $x = u, o$ .

Um auch an dieser Stelle wieder anschaulichere Werte anzugeben, sei das sichelförmige Kreisbogenprofil mit den Pfeilhöhen  $f_o$  und  $f_u$  herangezogen (vgl. Abb. 3). Die relativen Pfeilhöhen  $\delta_o = \frac{f_o}{T}$  und  $\delta_u = \frac{f_u}{T}$  ergeben in der Differenz das Dickenverhältnis  $\delta = \delta_o - \delta_u$ . (Für das früher angegebene symmetrische bikonvexe Profil gilt dann  $\delta_u = -\delta_o$  und  $\delta = 2\delta_o$ ). Für dieses Profil und alle in bezug auf die Hochachse symmetrischen Profile verschwinden die Integrale der ungeraden Potenzen. Für die geraden Potenzen findet man:

$$\left. \begin{aligned}
 B_{0u} &= 1 + \frac{8}{3}(\delta_u)^2, & B_{0o} &= 1 + \frac{8}{3}(\delta_o)^2 \\
 B_{2u} &= \frac{16}{3}(\delta_u)^2, & B_{2o} &= \frac{16}{3}(\delta_o)^2 \\
 B_{4u} &= \frac{64}{5}(\delta_u)^4, & B_{4o} &= \frac{64}{5}(\delta_o)^4 \\
 \beta_{vu}' &= -4\delta_u, & \beta_{vo}' &= -4\delta_o
 \end{aligned} \right\} \dots \dots (23)$$

Bei den geringen Auftriebsbeiwerten der Überschallprofile könnte es auch in Frage kommen, die Schubspannungen genauer in Auftrieb und Widerstand zu unterteilen. Man erhält dann

$$c'_a = -2c_f \cdot \bar{\beta} \quad \text{und} \quad c''_a = 2c_f,$$

wenn man nicht noch mehr Glieder berücksichtigen muß.

10. Die Bedeutung der höheren Glieder.

Die Genauigkeit, die man mit den höheren Gliedern erreicht, rechtfertigt häufig ihre Anwendung nicht, weil in den Voraussetzungen schon größere Vernachlässigungen vorhanden sind (Beeinflussung der Grenzschicht durch die Druckdifferenzen usw.). Wenn hier doch noch die beiden nächsten Potenzen angegeben sind, so liegt der Wert darin, daß man an ihnen sieht, wann sich die besonderen Eigenschaften der verschiedenen Gase bemerkbar machen können und wann die Verdichtungsstöße in die Betrachtungen hineinzuziehen sind. Trotzdem gehört zu einer anständigen Verwendung jeder Näherungsrechnung, daß man die Grenzen ihrer Gültigkeit abschätzen kann. Für die im Anfang gebrauchte Näherung ist dies mit dem quadratischen Glied schon möglich. Geht man an die Berechnungen von Extremwerten, so sucht man die Stelle, an der sich die Einflüsse aller berücksichtigten Glieder für kleine Änderungen aufheben. An solchen Stellen möchte man gern wissen, ob man nun besser nach oben oder unten abweichen darf. Dies zeigen die höheren Glieder. Auch sonst kann der Einfluß der Glieder niedrigerer Ordnung verschwinden, während die höheren einen Beitrag liefern. Das quadratische Glied diente seinerzeit [5] zur Aufklärung des gemessenen Abtriebes am Kreisabschnittprofil für den Anstellwinkel Null. Der Verdichtungsstoß bleibt z. B. allein übrig beim nicht angestellten unendlich dünnen Kreisbogenprofil.

II. Zylindrische Strömungsfelder.

1. Schräg angeblasener Tragflügel.

In der eigentlichen ebenen Strömung sollen die Stromlinien in Ebenen verlaufen und alle diese Strömungsebenen durch Verschiebung normal zu diesen Ebenen ineinander übergehen. Verzichtet man auf die Bedingung, daß die Stromlinien in Ebenen verlaufen, so gibt es auch dann noch Strömungen, deren Zustände und Geschwindigkeitsvektoren bei der Verschiebung solcher Ebenen in der Richtung ihrer Normalen erhalten bleiben. Diese Strömungen verlangen zylindrische Wände als Grenzbedingungen wie die ebene Strömung. Man unterscheidet gewöhnlich nicht zwischen den ebenen und den zylindrischen Strömungsfeldern, weil die Potentialströmungen sich im zylindrischen Fall nur um eine konstante Geschwindigkeitskomponente senkrecht zur Ebene von den ebenen Strömungen unterscheiden. Man erhält demnach aus einer zylindrischen Strömung eine ebene Strömung, wenn man den Beobachter mit einer bestimmten Geschwindigkeit achsial bewegt. Alle Erscheinungen, die von der achsialen Geschwindigkeit der zylindrischen Grenzen unabhängig sind, bleiben dieselben wie bei der ebenen Strömung. Die Reibung in der Grenzschicht dagegen erfährt eine Veränderung.

Das zylindrische Strömungsfeld um den schräg angeblasenen Tragflügel (Abb. 4) kann man nach diesen Überlegungen soweit in eine ebene Strömung verwandeln, als es sich um die Berechnung der Druckkräfte auf den Tragflügel handelt. Die achsiale Geschwindigkeitskomponente fällt für die Erzeugung von Drücken völlig fort. Sie ändert jedoch die Bezugsgrößen der Strömung. Man muß bei einer Schräganblasung um den Winkel  $\varphi$  unterscheiden den wirklichen Staudruck  $q_0$  der Strömung und den wirksamen Staudruck  $q$ , der die achsiale Komponente der Anblasengeschwindigkeit nicht einhält. Zwischen beiden besteht die Beziehung:

$$q = q_0 \cdot \cos^2 \varphi \dots \dots \dots (24)$$

Genau in gleicher Weise gibt es eine wirkliche Machsche Zahl  $M_0 = \frac{w_0}{c}$  und daneben eine wirksame Machsche Zahl

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

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

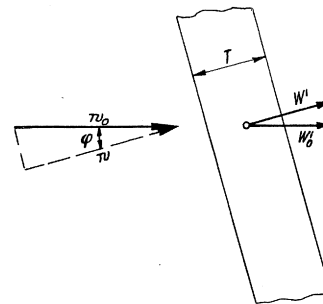


Abb. 4. Schräg angeblasener Tragflügel.

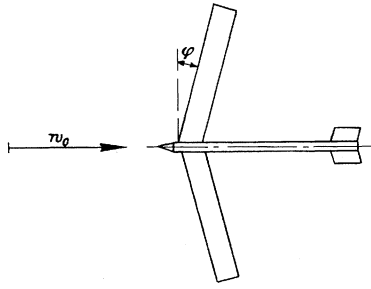


Abb. 5. Pfeilförmiges Tragwerk.

Denn die Dichte  $\rho$  und die Schallgeschwindigkeit  $c$  werden von der Schrägstellung des Tragflügels gegenüber der Windrichtung nicht betroffen.

### 2. Pfeilförmige Tragwerke.

Bei den ebenen Strömungen ergab sich, daß die besten Gleitzahlen bei bestimmten Machschen Zahlen erreicht werden, die wenig über der Schallgeschwindigkeit liegen. Es wäre bedauerlich, wenn damit das letzte Wort über die günstigsten Gleitzahlen überhaupt gesprochen wäre. Nun zeigt die Gleichung (25), daß sich die wirksamen Machschen Zahlen durch Schrägstellung der Tragflügel erniedrigen lassen. Es müßte daher lohnen, allgemein die Pfeilförmigen Tragwerke (Abb. 5), auf ihre Gleitzahl bei Überschallgeschwindigkeit hin zu untersuchen.

Die Pfeilform der Tragwerke ist schon dadurch günstig, daß die Druckwirkungen in der Richtung des Auftriebes voll zur Geltung kommen, während sie in Richtung des Widerstandes nur mit einer Komponente in die Flugrichtung fallen (vgl. Abb. 4). Wenn man nun durch die Verringerung der wirksamen Machschen Zahl größere Flächenbelastungen bei gleichen Anstellwinkeln oder gleiche Flächenbelastungen mit geringeren Anstellwinkeln erreicht, wird der Einfluß der Schubspannungen der Reibungsschicht relativ geringer. Absolut kann man natürlich die Reibung durch die Pfeilform nicht beeinflussen.

### 3. Berechnung des günstigsten Pfeilwinkels.

Um alle Überlegungen der ebenen Strömung um den Tragflügel, soweit es geht, verwenden zu können, soll das Profil und der Anstellwinkel unverändert senkrecht zur Tragflügelachse gemessen werden. Der ganze Tragflügel ist nur um den Winkel  $\varphi$  in die Pfeilstellung hineingeschwenkt (vgl. Abb. 5). Der Winkel  $\varphi$  ist damit der Winkel der Schräganblasung für den einzelnen Tragflügel. Änderungen gegen früher treten dadurch ein, daß die Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte  $c_{w0}$  und  $c_{a0}$  auf den wirklichen Staudruck  $q_0$  zu beziehen sind. Außerdem ist die Widerstandsrichtung neu zu orientieren. Da der Auftrieb allein von den Druckkräften herrührt, gilt für ihn:

$$c_{a0} = c_a \cdot \cos^2 \varphi = 2 C_1 \cdot \bar{\beta} \cdot \cos^2 \varphi \quad (26)$$

Denn  $c_a$  bezog sich auf den wirksamen Staudruck  $q$ . Ebenso ist  $C_1$  auf die wirksame Machsche Zahl bezogen.

Die Änderung des Widerstandsbeiwertes ist leichter bei seiner Unterteilung auf Druck- und Reibungsanteil aufzustellen. Zunächst kann man den Reibungsanteil ganz unverändert hinschreiben:

$$c'_{r0} = 2 c_f \quad (27a)$$

Denn hier ist Betrag und Richtung von der Pfeilform unabhängig. Beim Druckwiderstand  $W_0'$  ergibt die veränderte Orientierung  $W_0' = W' \cdot \cos \varphi$ , weil nur ein Teil des Druckwiderstandes in die Flugrichtung fällt (vgl. Abb. 4). Für  $c'_{w0}$  kommt dann ebenso wie bei  $c'_a$  die Unterscheidung von wirklichem und wirksamem Staudruck hinzu.

Daher erhält man nach Gleichung (6c):

$$c'_{r0} = c'_{r0} \cdot \cos^3 \varphi = C_1 \cdot \cos^3 \varphi (B_{2u} + B_{2o} + 2 \bar{\beta}^2) \quad (27b)$$

Die Vereinigung der Anteile nach Gleichung (27a) und (27b) liefert:

$$c'_{r0} = 2 c_f + C_1 \cdot \cos^3 \varphi (B_{2u} + B_{2o} + 2 \bar{\beta}^2) \quad (28)$$

Der Faktor  $C_1$  in den Gleichungen (26) bis (28) bedeutet:

$$C_1 = \frac{2}{\sqrt{M^2 - 1}} = \frac{2}{\sqrt{M_0^2 \cdot \cos^2 \varphi - 1}} \quad (29)$$

Nach diesen Abänderungen der Werte  $c_{a0}$  und  $c_{w0}$  zur Erfassung der Pfeilform kann man auch die Gleitzahl des Pfeilförmigen Tragwerkes berechnen:

$$\epsilon = \frac{c'_{r0}}{c'_{a0}} = \left[ \frac{1}{2} c_f \frac{\sqrt{M_0^2 \cdot \cos^2 \varphi - 1}}{\cos^2 \varphi} + \frac{1}{2} (B_{2u} + B_{2o}) \cos \varphi \right] \frac{1}{\bar{\beta}} + \bar{\beta} \cdot \cos \varphi \quad (30)$$

Bei Vernachlässigung der Reibung ergibt sich sofort eine Verbesserung, wie zu vermuten war. Die Verbesserung auch bei Berücksichtigung der Reibung kommt indirekt heraus, so daß man zunächst besser den günstigsten Anstellwinkel für die Pfeilform sucht. Sicher geht man nun dann in die Pfeilform, wenn man die günstigste Machsche Zahl des gerade angeblasenen Tragflügels schon überschritten hat, dann kann man aber den Anstellwinkel  $\bar{\beta}_{opt}$  erreichen, ohne die Grenze  $\bar{\beta}_{max}$  nach Gleichung (13) zu überschreiten. Für die Pfeilform ergibt sich dabei:

$$\bar{\beta}_{opt} = \sqrt{\frac{1}{2} c_f \frac{\sqrt{M_0^2 \cdot \cos^2 \varphi - 1}}{\cos^2 \varphi} + \frac{1}{2} (B_{2u} + B_{2o})} \quad (31)$$

Bei diesem Anstellwinkel erhält man die niedrigste Gleitzahl für gegebene Pfeilform:

$$\epsilon_{min} = \sqrt{2 c_f \sqrt{M_0^2 - \frac{1}{\cos^2 \varphi}} + 2 \cos^2 \varphi (B_{2u} + B_{2o})} \quad (32)$$

Solange der günstigste Anstellwinkel nicht durch die Bedingung Gleichung (13) unerreichbar ist, bekommt man auf jeden Fall bedeutende Verbesserungen der Gleitzahl. Nicht nur das von der Form abhängende Glied, sondern auch das Reibungsglied verringert sich beträchtlich. Schreibt man nun statt  $\cos \varphi$  das Verhältnis  $\frac{M}{M_0}$ , so ergibt sich:

$$\epsilon_{min} = \sqrt{2 c_f \frac{M_0}{M} \sqrt{M^2 - 1} + 2 \frac{M^2}{M_0^2} (B_{2u} + B_{2o})} \quad (32a)$$

Bei den höheren Machschen Zahlen  $M_0$  kommt man nicht unbedingt unter den günstigsten Wert der Gleitzahl für die Strömung mit der Machschen Zahl  $M$ . Denn der Formeinfluß wird zwar geringer, aber der Reibungseinfluß wird etwas erhöht. Solange die Form jedoch entscheidend ist, kommt man sicher unter die Gleitzahl, die man bei der Strömung mit der Machschen Zahl  $M$  selbst erreichen würde.

Diese Betrachtung der Gleitzahlen könnte dazu verleiten, eine künstliche Erhöhung der Machschen Zahl als erwünscht anzusehen, um sie dann durch Pfeilform wieder erniedrigen zu können. So ein Pfeilförmiger Autogiro bedeutet aber trotzdem keine Verbesserung. Denn es kommt ja nicht auf den Widerstand an, den der gewünschte Auftrieb verursacht, sondern es kommt auf die Leistung an, die erforderlich ist, um den Auftrieb erzeugen zu können. Multipliziert man die Gleitzahlen daher mit den Geschwindigkeiten, so fällt der scheinbare Vorteil sofort wieder weg. Diese Bemerkung gilt aber noch allgemeiner: Wenn man bei Überschallgeschwindigkeit wieder Gleitzahlen erhält, die mit denen bei geringen Geschwindigkeiten vergleichbar sind, so ist damit noch nicht gesagt, daß man sie technisch verwerten kann. Sie kosten entsprechend der höheren Geschwindigkeit gesteigerte Leistungen, diese wieder größere Gewichte usw. Die technischen Aufgaben beginnen daher erst, nachdem jetzt die Größe der Gleitzahlen bekannt ist.

## PRESIDENZA DEL CONVEGNO

---

*Presidente della Reale Accademia d'Italia*

S. E. sen. march. GUGLIELMO MARCONI

*Presidente della Classe delle Scienze Fisiche, Matematiche e Naturali*

S. E. prof. GIANCARLO VALLAURI

*Presidente del Convegno*

S. E. ten. gen. prof. G. ARTURO CROCCO

## PARTECIPANTI

---

Furono invitati a partecipare al Convegno gli stranieri:

ACKERET JAKOB ( <i>Zurigo</i> )*	RICARDO HARRY R. ( <i>Londra</i> )*
BÉNARD HENRI ( <i>Parigi</i> ).	RININ N. A. ( <i>Leningrado</i> )*
BURGERS J. M. ( <i>Delft</i> ).	ROY MAURICE ( <i>Reichshoffen-Bas Rhin</i> )*
BUSEMANN ADOLF ( <i>Dresda</i> )*	STAINFORTH GEORGE HEDLEY ( <i>Lon- dra</i> )*
DÉVILLERS RENÉ ( <i>Parigi</i> ).	TAYLOR GEOFFREY INGRAM ( <i>Cam- bridge</i> )*
DOUGLAS G. P. ( <i>South Farnbc- rough-Hants</i> )*	TOUSSAINT ALBERT ( <i>Saint-Cyr- l'École</i> ).
DUPONT PAUL ( <i>Parigi</i> ).	VILLAT HENRI ( <i>Parigi</i> ).
JACOBS EASTMAN N. ( <i>Hampton Va.</i> )*	WIESELSBERGER CARL ( <i>Aquisgrana</i> ).
DE KÁRMÁN THEODOR ( <i>Pasadena California</i> )*	WIMPERIS HARRY EGERTON ( <i>Lon- dra</i> )*
MARGOULIS WLADIMIR ( <i>Parigi</i> ).	WITOSZYŃSKI CZESLAW ( <i>Varsavia</i> ).
PRANDTL LUDWIG ( <i>Göttingen</i> )*	
PYE D. R. ( <i>Londra</i> ).	