

DIE STRÖMUNG AN EINEM FLÜGELPROFIL MIT AUSBLASEN VON FREMDGASEN AUS EINEM NASENSPALT*

WALTER WUEST

Aerodynamische Versuchsanstalt, Göttingen

(Eingegangen 14 März 1966, und auf revidierte Form 16 Mai 1966)

Zusammenfassung—An einem symmetrischen Flügelmodell mit Nasenspalt wurden in einem turbulenzarmen Windkanal Druck- und Geschwindigkeitsverteilungen bei Ausblasen von Kohlensäure und Helium gemessen. Zusätzlich wurden auch Schlierenaufnahmen durchgeführt und mit Hilfe eines Hochfrequenz-Massenspektrometers (Topatron) Konzentrationsverteilungen im Strömungsfeld gemessen. Die Anblasgeschwindigkeit wurde zwischen 12 und 40 m/s variiert und die Ausblasgeschwindigkeit betrug 10–60 m/s. Die Messungen wurden auch auf Anstellwinkel bis zu $\pm 10^\circ$ ausgedehnt.

BEZEICHNUNGEN

g ,	Erdbeschleunigung [m/s ²];
i_+ ,	Ionenstrom [A];
i_- ,	Elektronenstrom [A];
m ,	Molekulargewicht [p/M];
p_a ,	Druck ausserhalb des Windkanals [kp/m ²];
p_g, p_{ges} ,	Gesamtdruck [kp/m ²];
p_{st} ,	statischer Druck am Modell [kp/m ²];
p_{CO_2}, p_{He} ,	Partialdruck von CO ₂ bzw. He [kp/m ²];
q ,	Staudruck im Kanal [kp/m ²];
s ,	Abwicklung längs der Profilnase (obere Hälfte) [mm];
R ,	Gaskonstante;
T_0 ,	Temperatur von der Schalldüse [degK];
U ,	Elektrisches Potential [V];
X, Y ,	Anzeige des X–Y-Schreibers [cm];
α ,	Anstellwinkel;
β ,	Gierwinkel;
\varkappa ,	Verhältnis der spezifischen Wärmen.

1. EINFÜHRUNG

BEIM Flug mit Hyperschallgeschwindigkeit sind nach den Überlegungen von Kuchemann [1] und den Versuchen von Becker [2] Tragflügel mit ebener Stossfläche günstiger als herkömmliche Flügel mit konvex gekrümmter Unterseite. Nach Kuchemann [1] bieten Wellenreiter (Nonweilerflügel) [3] mit an den Kanten anliegender Stossfläche besondere Vorteile (Abb. 1). Bei hohen Geschwindigkeiten wird jedoch die aerodynamische Aufheizung in jedem Fall zu einem ernsthaften Problem, vor allem im Bereich der Flügelkante, wo die Grenzschichten dünn sind und der Wärmeübergang am stärksten ist. Es ist daher vorgeschlagen worden, zur Verminderung der Wärmeübertragung ein leichtes Gas aus der Flügel Nase auszublasen [4].

Obwohl dieses Problem hauptsächlich bei Anströmung mit Überschall (Abb. 2) interessiert, können doch schon aus Versuchen in inkompressibler Strömung wesentliche Erkenntnisse gewonnen werden. Es schien dabei wesentlich zu sein, eine glatte Umströmung der Profilnase durch die Ausblaseströmung zu erreichen. Bei verlustloser Umlenkung liefert die Ausblaseströmung übrigens einen Vortrieb der gleichen Grösse, wie wenn man nach hinten ausblasen würde [5]. Nach einem von Eminton [6]

* Mitteilung aus der Aerodynamischen Versuchsanstalt Göttingen. Gekürzte Fassung des Berichts 65 A 66, 1965.

angegebenen Verfahren sind daher in einer vorausgehenden Arbeit [7] geeignete Profilnasen berechnet worden. Aus der Serie dieser Profile wurde ein spezielles ausgewählt, das bereits bei den Versuchen von Tucker [5], allerdings an einem rotationssymmetrischen Körper, benutzt worden ist. Ziel der experimentellen Untersuchung war es, die Entwicklung der Grenzschichten zu studieren und nachzuprüfen, wie weit die gemessene Druckverteilung an der Flügel Nase mit der theoretischen übereinstimmt.

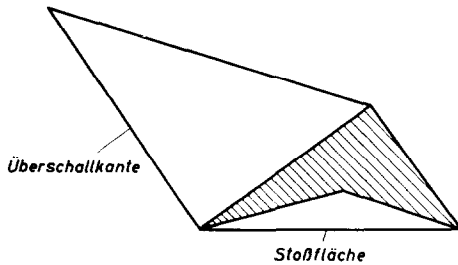


ABB. 1. Wellenreiter (Nonweilerflügel) mit ebener Stoßfläche und Überschallkanten.

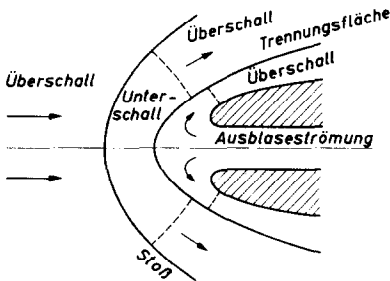


ABB. 2. Flügel Nase mit Ausblasen eines leichten Gases unter Bildung einer Trennungsfäche.

Vorausgehende Messungen sind mit Ausblasen kalter und warmer Luft durchgeführt worden [8]. Während die theoretischen Rechnungen sich durchweg auf symmetrische Anströmung bezogen, wurde bei den Versuchen auch die Wirkung einer Anströmung unter einem kleinen Anstellwinkel untersucht.

Die Messergebnisse zeigen, dass tatsächlich für den reibungslos gerechneten Auslegefall Gleichdruck längs der Profilnase erreicht wird.

Allerdings treten schon bei geringen Abweichungen vom Auslegefall erhebliche Änderungen in der Druckverteilung auf. Infolge der Grenzschichten im Ausblasespalt ist bei gegebener Ausblasesmenge der Strahlimpuls grösser als im reibungslosen Idealfall. Daher rückt der freie Staupunkt tatsächlich weiter vor den Körper als der Theorie entspricht. Bei Ausblasen heisser Luft ändern sich die Druckverteilungen nicht grundlegend und die Temperaturgradienten an der Wand werden mit wachsender Ausblasesmenge geringer.

Zur Beeinflussung des Wärmeüberganges ist es auch von Interesse, ein anderes Gas auszublasen. Hierbei bildet sich eine Diffusionsgrenzschicht mit variabler Konzentration aus. Wenn die Gaskomponenten verschiedene Dichte haben, kann der Dichtegradient auch bei kleinen Strömungsgeschwindigkeiten durch Schlierenaufnahmen sichtbar gemacht werden. Bei den im folgenden beschriebenen Versuchen ist aus dem gleichen Flügelmodell Helium bzw. Kohlensäure ausgeblasen worden, von denen das eine leichter, das andere Gas schwerer als Luft ist. In beiden Fällen konnte das Strömungsfeld durch Schlierenaufnahmen sichtbar gemacht werden. Durch ein von Koppenwallner angegebenes und erprobtes Messverfahren ist es möglich geworden, Konzentrationsverteilungen in der Grenzschicht unmittelbar zu messen.

2. VERSUCHSEINRICHTUNG

2.1 Windkanal

Die hier beschriebenen Versuche sind alle im turbulenzarmen Windkanal der Aerodynamischen Versuchsanstalt Göttingen durchgeführt worden, der eine geschlossene Messstrecke von 0,3 m Breite und 1,5 m Höhe besitzt. Das Modell wurde zwischen den Kanalwänden hindurchgesteckt. Die maximale Windgeschwindigkeit des Kanals beträgt 45 m/s.

2.2 Flügelmodell und Gaszuführung

Das Flügelmodell besteht entsprechend Abb. 3 aus zwei Bondurplatten von 8 mm Stärke, die voneinander in einem Abstand von 5,2 mm

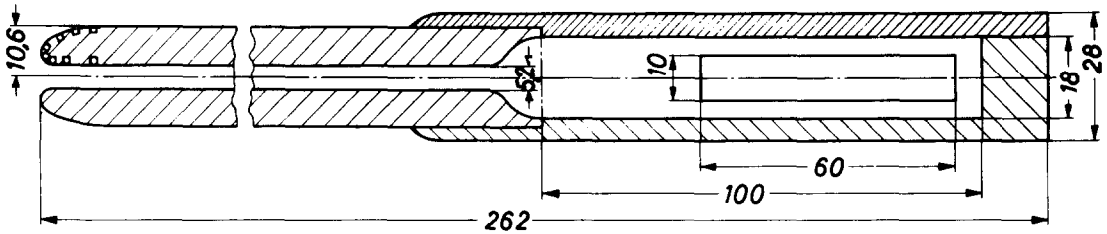


ABB. 3. Flügelmodell mit rechteckiger Gaszuführung.

gehalten werden. Die Vorderkante besteht aus Stahl, weil das Modell später auch bei hohen Geschwindigkeiten benutzt werden soll. Die 8 Druckmessbohrungen wurden in V2A-Röhrchen von 1 mm Aussendurchmesser und 0,1 mm Wandstärke gebohrt, die in Rillen des Nasenprofils eingekittet sind.

Um die auszublasenden Gasmengen zu verringern, wurde der Spalt auf beiden Seiten durch Füllstücke so abgedeckt, dass nur ein 80 mm breiter Schlitz in der Mitte übrig blieb. Das auszublasende Gas wurde aus Gasflaschen entnommen, und der Gasdruck zunächst durch ein Druckminderventil auf einen einstellbaren Druck reduziert. Daran schloss sich eine Schalldüse von 3 mm Durchmesser an, welche bei gegebenem Druck eine bestimmte Gasmenge in der Zeiteinheit hindurchlässt. Sind der engste Durchmesser der Schalldüse d und die Abmessungen des Ausblasespaltes $a \times b$, so ist die mittlere Ausblasegeschwindigkeit gegeben durch

$$w_a = \frac{d^2}{ab} \cdot F(\kappa) \cdot \frac{1}{\sqrt{(RgT_0)}} \cdot \frac{p_0}{\rho_a} \quad (1)$$

wobei

$$F(\kappa) = \frac{\pi}{4} \cdot \left(\frac{2}{\kappa + 1} \right)^{\frac{1}{2} + \frac{1}{\kappa - 1}} \cdot \sqrt{\kappa} \quad (2)$$

ist, sowie p_0 und T_0 Druck und Temperatur vor der Schalldüse, ρ_a die Dichte des Gases am Austritt aus dem Spalt ist.

Für Helium mit $\kappa = 1,66$ ist $F(1,66) = 0,572$, die entsprechende Zahl für Kohlendioxyd ($\kappa = 1,30$) beträgt $F(1,30) = 0,522$. Bei den vorliegenden Versuchen war $d = 3$ mm, $a = 80$ mm und

$b = 5,2$ mm. Da bei der Drosselung des Gases eine erhebliche Erwärmung eintrat, wurde zwischen Druckminderventil und Schalldüse eine Kühlschlange mit Wasserbad dazwischengeschaltet, so dass $T_0 = 293^\circ\text{K}$ betrug. Damit erhält man

$$\sqrt{(RgT_{0\text{He}})} = 780 \text{ m/s}, \quad \sqrt{(RgT_{0\text{CO}_2})} = 235 \text{ m/s}.$$

2.3 Schlierenapparatur

Zur Sichtbarmachung des Dichtfeldes wurde eine vorhandene Schlierenapparatur (Abb. 4) benutzt, die aus zwei Konkavspiegeln von 2 m Brennweite und 200 mm Durchmesser in Verbindung mit einer Bogenlampe als Lichtquelle und einer kastenförmigen Aufnahmeapparatur mit Schlierenblende bestand. Die Einstellung der Schlierenkante war für guten Bildkontrast sehr wesentlich. Eine waagerechte Anordnung der Kante erwies sich im allgemeinen als günstiger. Die Belichtungszeit betrug durchweg $\frac{1}{2000}$ s.

2.4 Konzentrationsmessung

Konzentrationsmessungen sind bisher nur sehr vereinzelt durchgeführt. Im folgenden wird ein Verfahren zur unmittelbaren Messung der örtlichen Konzentration beschrieben, das als wesentliches Messelement ein Topatron-Hochfrequenz-Massenspektrometer [10, 11] benutzt.

Abbildung 5 zeigt ein Schema des Elektrodenaufbaus zusammen mit einem Blockschaltbild der Versorgungseinrichtungen. Der von der Kathode K emittierte Elektronenstrom ionisiert das in der Ionisierungskammer A befindliche Gasmisch. Die Ionen werden mit Hilfe der

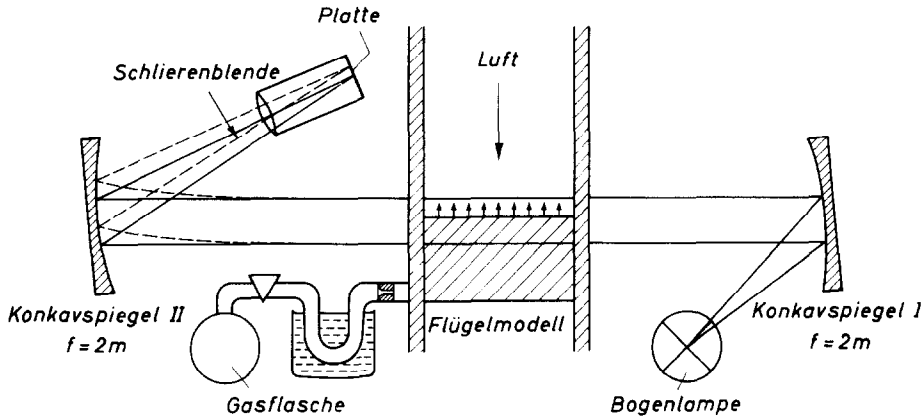


ABB. 4. Schliereinrichtung.

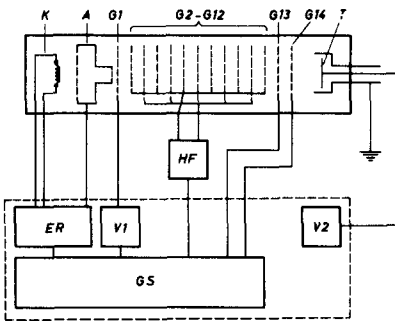


ABB. 5. Blockschaltbild des Topatron-Hochfrequenz-Massenspektrometers. *K* Kathode, *A* Ionisierungskammer, *G*₁ negative Zugelektrode zum Herausziehen des Ionenstroms aus der Kammer *A*, *G*₂–*G*₁₂ Trennsystem, *G*₁₃ positives Gitter, das nur energiereiche Ionen hindurchlässt, *G*₁₄ Hilfsgitter zur Abschirmung von Sekundärteilchen *T* Ionenfänger, *HF* HF-Generator, *ER* ER-Ionenquelle, *V*₁ Totaldruckmesser, *V*₂ Partialdruckmesser, *GS* Netzgerät.

negativ vorgespannten Elektrode *G*₁ als feiner Ionenstrahl aus der Ionisierungskammer *A* herausgezogen und gelangen in das aus Gittern *G*₂ bis *G*₁₂ bestehende Trennsystem. Wenn an diesen Gittern ein hochfrequentes Feld mit der Frequenz *f* liegt, nimmt nur diejenige Ionenart (*e*_{*i*}, *m*_{*i*}) Energie aus dem Hochfrequenzfeld auf, für welche die Resonanzbedingung

$$f = k \sqrt{\left(\frac{e_i}{m_i} \cdot U\right)} \quad (3)$$

erfüllt ist, wobei *k* eine System-Konstante und

U das Potential der Gitter ist. Das am Ende des Trennsystems angeordnete positive Gitter *G*₁₃ lässt nur diejenigen Ionen zum Ionenfänger *T* hindurch, die genügend Energie aufgenommen haben. Durch Veränderung der Hochfrequenz zwischen 35 MHz und 3,5 MHz lassen sich alle zwischen *m*_{*i*} = 2 und *m*_{*i*} = 100 vorhandenen Massen finden.

Der Totaldruck wird dadurch gemessen, dass die Zugelektrode *G*₁ bereits einen Teil *i*_{*p*} des die Ionenquelle verlassenden Ionenstroms aufnimmt. *i*_{*p*} ist proportional zum Gesamtionenstrom und damit ein Maß für den Gesamtdruck.

Das Hochfrequenz-Massenspektrometer Topatron arbeitet nur bei Drücken < 10⁻³ Torr. Durch Verwendung eines Druckwandler gelingt es, auch Gasgemische mit höherem Totaldruck bis 10 Torr und mit zusätzlichem Gasführungsflansch sogar bis Atmosphärendruck zu analysieren.

Abbildung 6 zeigt das grundsätzliche Schema des Versuchsaufbaus. Das zu analysierende Gas tritt durch eine feine Drosselstelle mit einem Querschnitt von ~ 4 · 10⁻² mm² ein, und wird über eine weitere Drosselstelle mit einer Vakuumpumpe abgesaugt. Der am Manometer *M*₁ abgelesene Druck muss ~1 Torr betragen. Dieser Druck kann dadurch grob eingestellt werden, dass die Eintrittsdrosselstelle durch Zusammenpressen der Spitze verändert wird.

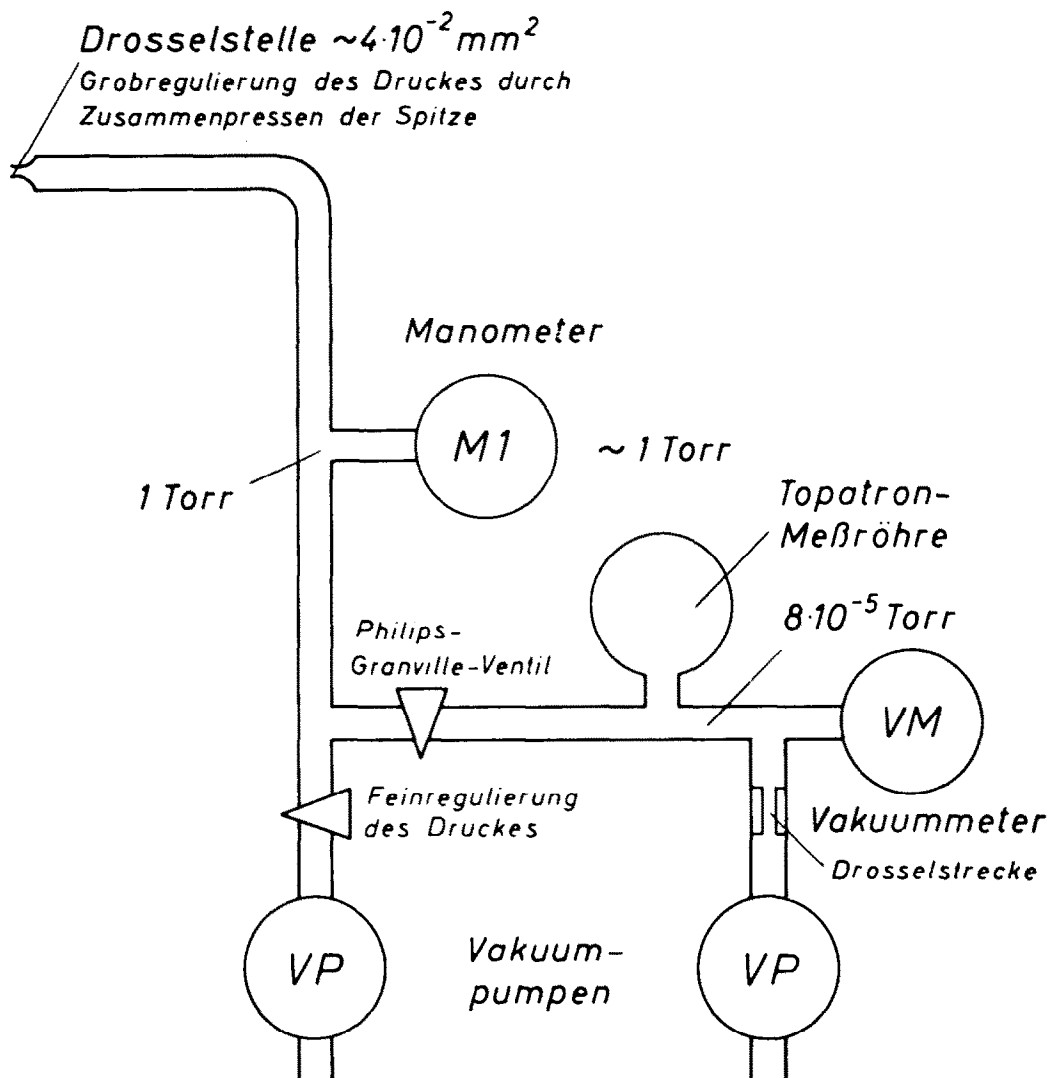


ABB. 6. Messanordnung zur Konzentrationsmessung bei Atmosphärendruck. Topatron-Hochfrequenz-Massenspektrometer mit Druckwandler und Gasführungsflansch. Doppelte Druckherabsetzung von 760 Torr auf 1 Torr bzw. $8 \cdot 10^{-5}$ Torr.

Eine Feinregulierung wird an der zweiten Drosselstelle vorgenommen. Der auf 1 Torr reduzierte Gasdruck wird dann dem eigentlichen Druckwandler zugeführt, der ein im wesentlichen durch die Topatron-Messröhre und Vakuumröhre gebildetes Messvolumen enthält, das zwischen zwei Drosselstellen liegt. Die eingangsseitige Drosselstelle wird durch ein Philips-Granville-Ventil gebildet und ist veränderlich, die andere

besteht aus einer Drosselstrecke vor dem Flansch, der zur Vakuumpumpe führt. Die Messvolumina sind in einen Wärmeschutzmantel eingebaut und werden durch einen Thermostat mit einer Heizwicklung auf einer Temperatur von 120°C gehalten. Durch die Anordnung des Messvolumens zwischen zwei Drosselstellen wird eine Entmischung der Gasprobe weitgehend vermieden, weil die durch die erste

Drosselstelle bevorzugt eintretenden Moleküle durch die zweite Drosselstelle auch bevorzugt wieder abgepumpt werden. Durch Aufheizen der Wände des Messvolumens wird dafür gesorgt, dass sich keine Moleküle durch Adsorption der Analyse entziehen können.

Die Empfindlichkeit des Topatrons C wird durch die Beziehung

$$i_+ = C \cdot i_- \cdot p$$

definiert, wobei i_+ der Ionenstrom, i_- der auf 10 mA konstant gehaltene Elektronenstrom und p der Druck in Torr ist. Durch eigene Messungen ist dieses Verhalten nicht bestätigt worden, d. h. der Wert C ist druckabhängig. Aus diesem Grunde wurden die folgenden Messungen bei einem konstant gehaltenen Druck von $p_{ges} = 8 \cdot 10^{-5}$ Torr durchgeführt. Abbildung 7 zeigt

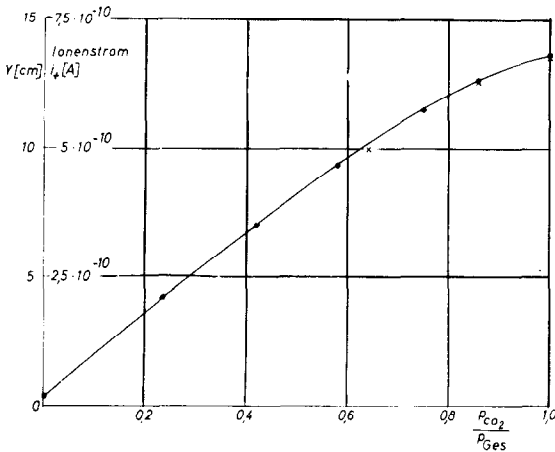


ABB. 7. Eichkurve für CO₂. Anzeige des X-Y-Schreibers in Abhängigkeit vom Partialdruck bei konstant gehaltenem totalen Druck ($p_t = 8 \cdot 10^{-5}$ Torr).

eine Eichkurve für CO₂, die dadurch gewonnen wurde, dass zunächst ein bestimmter Partialdruck von reinem CO₂ hergestellt wurde, und dann mit Luft bis zum Gesamtdruck aufgefüllt wurde. Es ist bemerkenswert, dass die Eichkurve nahezu linear mit der Konzentration ansteigt.

Bei den Versuchen mit Helium wäre es wegen der relativ hohen Kosten des Heliums zu aufwendig gewesen, für jeden Messpunkt auf

gleichen Gesamtdruck einzuregulieren. Aus diesem Grunde wurde die Einstellung des Gesamtdruckes nur bei Luft (0 Prozent Helium) vorgenommen und die Ventilstellung bei steigendem Heliumgehalt unverändert gelassen. Dabei verändert sich der Gesamtdruck und die Eichkurve (Abb. 8) ist auch bei Division durch den

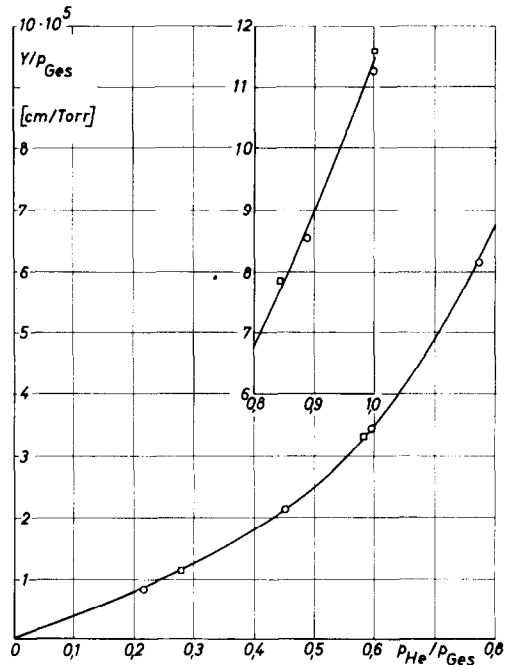


ABB. 8. Eichkurve für Helium. Ventilstellungen konstant gehalten, jedoch totaler Druck nicht konstant. $p_t = 8 \cdot 10^{-5}$ Torr für $p_{He} = 0$.

Gesamtdruck stark nichtlinear. Die Eichkurve ist wiederholt aufgenommen worden, wobei sich gut reproduzierbare Werte ergaben.

2.5 Vorversuche zur Erzielung einer gleichmässigen Ausblaseströmung

Im Gegensatz zu früheren Versuchen am gleichen Flügelmodell wurde jetzt das auszublasende Gas nur einseitig zugeführt. Auch ist die Länge des Ausblasespaltes zur Verringerung der erforderlichen Gasmengen auf 80 mm verkleinert worden. Wegen dieser Änderungen wurden einige Vorversuche unternommen, um

durch Leitbleche eine möglichst gleichmässige Ausströmung zu erhalten. In Abb. 9 sind einige Ergebnisse der Vorversuche dargestellt. Bei zu langen Leitblechen wird der Nachlauf störend (Ungleichförmigkeit des Gesamtdruckes ± 10 Prozent) und auch der Einbau eines Siebes

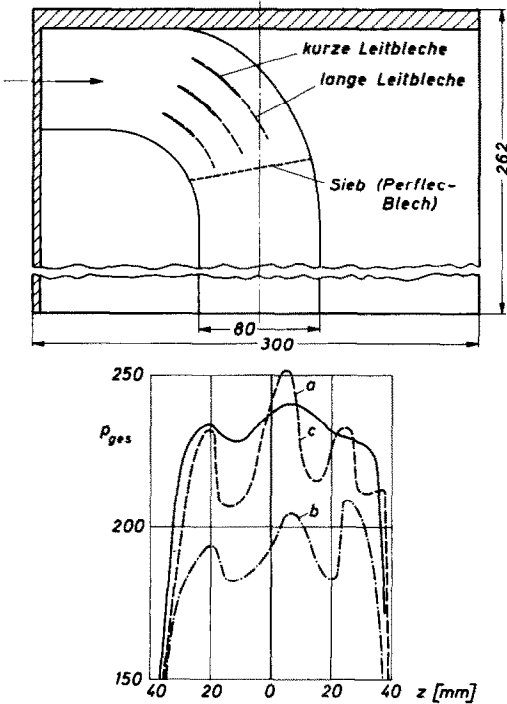


Abb. 9. Oben: Umlenkung der Ausblaseströmung im Inneren des Flügelmodells durch Leitbleche. Unten: Gesamtdruckverteilungen vor dem Ausblaspalt für drei verschiedene Anordnungen: (a) lange Leitbleche (gestrichelt), (b) zusätzliches Sieb, (c) nur kurze Leitbleche (ausgezogen).

p_D (at)	1,5	3	4,5	5	6	9	10
v_1 (m/s)	9,25	14,75	20,2	22,05	25,7	36,7	40,3.

vermag die Ungleichförmigkeit nicht zu glätten (Ungleichförmigkeit ± 6 Prozent). Eine günstigere Verteilung wurde schliesslich mit kürzeren Leitblechen erzielt (Ungleichförmigkeit ± 2 Prozent).

3. SCHLIERENAUFNAHMEN

Schlierenaufnahmen sind sowohl mit Ausblasen von Kohlendioxyd als auch von Helium durchgeführt worden. Dabei wurden die Anblasgeschwindigkeit des Windkanals und die Ausblasgeschwindigkeit des Fremdgases variiert. Die Aufnahmen wurden sowohl bei symmetrischer Anströmung als auch bei Anstellwinkeln von $\pm 5^\circ$ durchgeführt.

Wegen des grösseren Unterschiedes in der Dichte zeigen die mit Ausblasen von Helium durchgeführten Schlierenaufnahmen stärkere Kontraste. Bei symmetrischer Anströmung (Abb. 10 oben) wird die Ausblaseströmung umso mehr nach oben abgelenkt, je grösser die Ausblasgeschwindigkeit bei gleichbleibender Windgeschwindigkeit ist. Bei einem Anstellwinkel von $\pm 5^\circ$ (Abb. 13 mitte und unten) wird die Ausblaseströmung stets nach dem Unterdruckgebiet abgelenkt. Diese Ablenkung scheint so stark zu sein, dass abgesehen von sehr hohen Ausblasgeschwindigkeiten die Ausblaseströmung vollständig nach der einen Seite abgelenkt wird, wobei der Staupunkt an die Innenwand der Gegenseite wandert.

4. DRUCKVERTEILUNGEN AM MODELL

Die Druckverteilung wurde jeweils an den in Abb. 3 dargestellten acht Druckanbohrungen der oberen Hälfte des Nasenprofils gemessen.

Aus der Beziehung (1) errechnet man für die mittlere Ausblasgeschwindigkeit v_1 bei $T_0 = 293^\circ$ und der Dichte $\rho_a = 1,292 \text{ kg/m}^3$ in Abhängigkeit vom Überdruck p_D vor der Schalldüse ($p_0 = 1,033 \text{ at} + p_D$) folgende Werte:

Nach der theoretischen Auslegung [7] müsste für das vorgegebene Flügelprofil die Ausblasgeschwindigkeit das $1,33 \cdot \sqrt{(\rho_{\text{Luft}}/\rho_{\text{Gas}})}$ -fache der Anblasgeschwindigkeit betragen, damit bei symmetrischer Anströmung Gleichdruck herrscht.

In Abb. 11 ist die Druckverteilung für die Anblasgeschwindigkeit $v_\infty = 25,0 \text{ m/s}$ bei verschiedenen Ausblasgeschwindigkeiten aufgetragen. Die Ausblasgeschwindigkeit für Gleichdruck müsste $27,0 \text{ m/s}$ betragen. Der Gleichdruckfall wird angenähert erreicht, jedoch zeigen die Messungen, dass die tatsächliche Ausblasgeschwindigkeit etwas (ca. 20 Prozent) höher

als die theoretisch bei reibungloser Rechnung geforderte Geschwindigkeit liegen muss.

In Abb. 12 ist eine Auswahl aus den Druckverteilungen für einen Anstellwinkel $\alpha = 5^\circ$ bei verschiedenen Ausblasgeschwindigkeiten aufgetragen. Besonders auffallend ist an den Messergebnissen, dass für einen bestimmten Bereich der Ausblasgeschwindigkeit, der jedoch wesent-

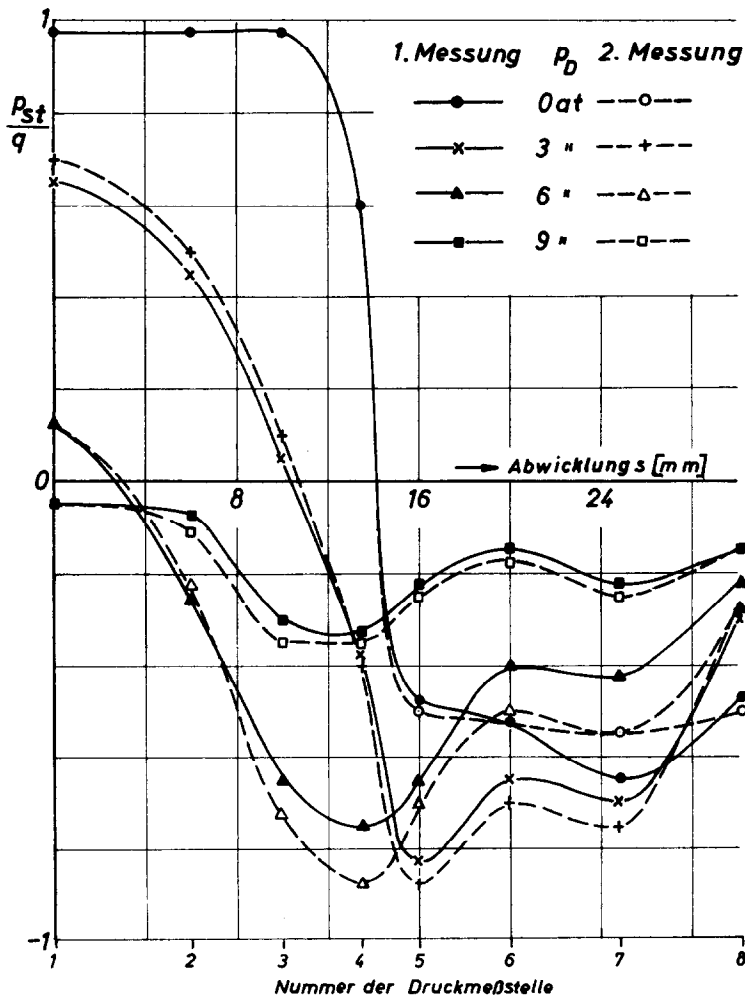


ABB. 11. Druckverteilungen an der oberen Hälfte der Profilnase (Abb. 5 oben) bei einer Anblasgeschwindigkeit von $v_\infty = 25,0 \text{ m/s}$ und verschiedenen Ausblasgeschwindigkeiten v_1 mit Anstellwinkel $\alpha = 0^\circ$. Die beiden Messungen unterscheiden sich durch die verschiedene Stellung der Sondenhalterung für die gleichzeitige Grenzschichtmessung.

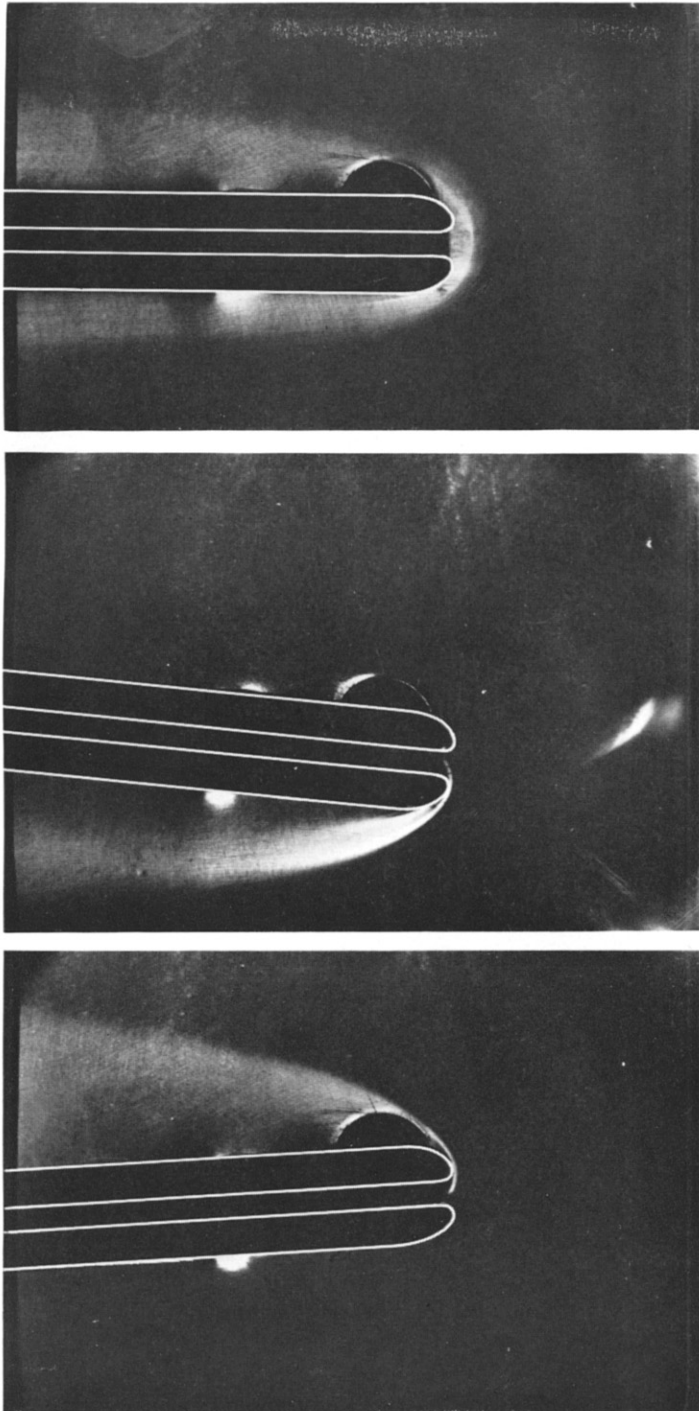


ABB. 10. Schlierenaufnahmen mit Ausblasen von Helium bei einer Anströmgeschwindigkeit $V_\infty = 25,0$ m/s und einer Ausblasgeschwindigkeit $V_1 = 26,4$ m/s; oben: $\alpha = 0^\circ$, mitte: $\alpha = -5^\circ$, unten: $\alpha = 5^\circ$.

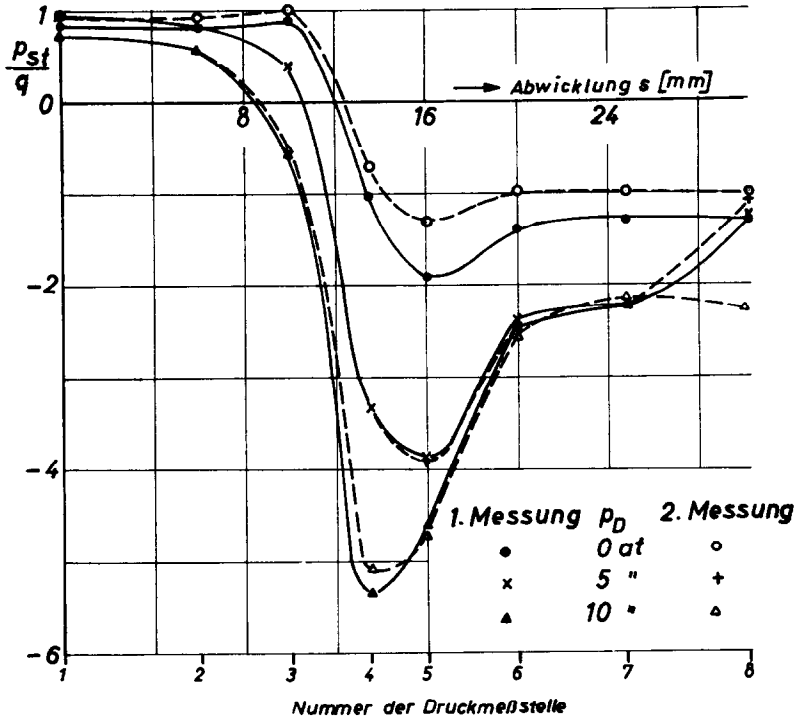


ABB. 12. Druckverteilungen an der oberen Hälfte der Profilnase (Abb. 5 oben) bei einer Anblasgeschwindigkeit von $v_\infty = 39,4$ m/s und verschiedenen Ausblasgeschwindigkeiten v_1 mit Anstellwinkel $\alpha = 5^\circ$. Die beiden Messungen unterscheiden sich durch die verschiedene Stellung der Sondenhalterung für die gleichzeitige Grenzschichtmessung. (Ausblasen von Kohlensäure.)

lich niedriger als die Auslegegeschwindigkeit ist, starke Saugspitzen auf der Oberseite auftreten, während für kleinere und grössere Ausblasgeschwindigkeiten abgerissene Strömung mit relativ geringem Unterdruck herrscht.

In Abb. 13 sind die Druckverteilungen für einen negativen Anstellwinkel $\alpha = -5^\circ$ aufgetragen. Bei den höheren Anblasgeschwindigkeiten ist die Ausblasung fast ohne Einfluss. Dies hängt mit der bereits aus den Schlierenbildern erschlossenen Tatsache zusammen, dass die Ausblaseströmung vollständig zur Unterdruckseite abgelenkt wird.

In gleicher Weise wie vorher bei Kohlensäure errechnen wir bei Helium folgende Ausblasgeschwindigkeiten v_1 in Abhängigkeit vom

Überdruck p_D vor der Schalldüse :

p_D (at)	1	2	3	4	6
v_1 (m/s)	17,7	26,4	35,1	44,1	61,2.

Bei Anblasgeschwindigkeiten (Luft) von $v_\infty = 12,5$ m/s, 25,0 m/s und 39,4 m/s müssten bei Ausblasen von Helium die für den Gleichdruckfall geforderten Ausblasgeschwindigkeiten 44,9 m/s, 89,8 m/s und 141,5 m/s betragen. Wie Abb. 14 erkennen lässt, wird der Gleichdruckfall in keinem Fall erreicht. Bei einer Anblasgeschwindigkeit von $v_\infty = 12,5$ m/s betrug die höchste Ausblasgeschwindigkeit nur 35,1 m/s, lag also etwa 20 Prozent unter der geforderten. Bei einem Anstellwinkel von $\pm 5^\circ$

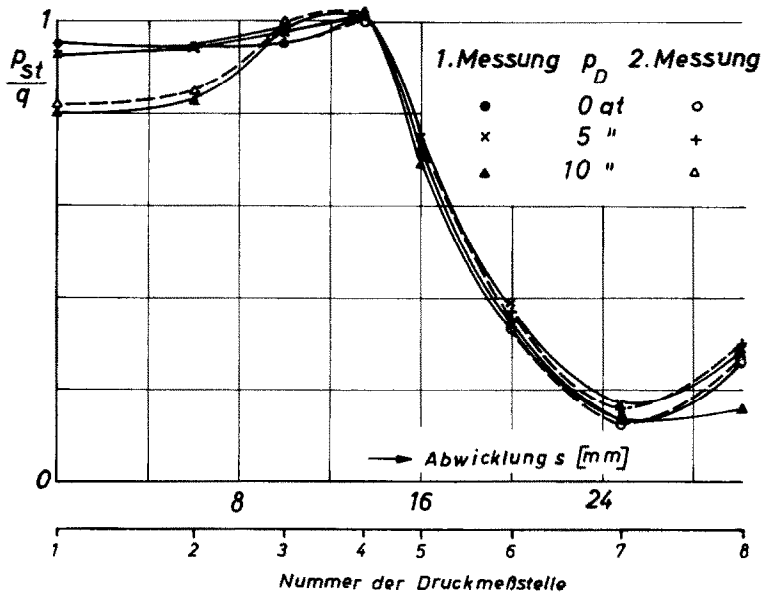


ABB. 13. Druckverteilungen an der oberen Hälfte der Profilnase (Abb. 5 oben) bei einer Anblasgeschwindigkeit von $v_\infty = 39,4$ m/s und verschiedenen Ausblasgeschwindigkeiten v_1 mit Anstellwinkel $\alpha = -5^\circ$. Die beiden Messungen unterscheiden sich durch die verschiedene Stellung der Sondenhalterung für die gleichzeitige Grenzschichtmessung. (Ausblasen von Kohlensäure.)

gilt das gleiche, das schon bei Ausblasen von Kohlensäure festgestellt wurde.

5. KONZENTRATIONSVERTEILUNGEN

Konzentrationsverteilungen wurden mit Ausblasen von Kohlensäure in den Schnitten 4, 5, 6 sowie in der Symmetrieebene vor dem Ausblasespalt gemessen. Mit Ausblasen von Helium wurden nur Schnitte in der Symmetrieebene gemessen.

In Abb. 15 sind Konzentrationsverteilungen bei Ausblasen von Kohlensäure in den Schnitten 4, 5, 6 bei einer Anblasgeschwindigkeit von $v_\infty = 12,5$ m/s und bei zwei verschiedenen Ausblasgeschwindigkeiten $v_1 = 9,25$ und $14,75$ m/s aufgetragen. Die Auftragungen lassen deutlichen erkennen, wie sich die Konzentrationsgrenzschichten nach hinten immer mehr verdicken und verflachen. Das gleiche gilt nach Abb. 16 auch für eine Anblasgeschwindigkeit

von $v_\infty = 25$ m/s und die beiden Ausblasgeschwindigkeiten $14,75$ und $25,7$ m/s.

Abbildung 17 zeigt den Konzentrationsverlauf in der Symmetrieebene vor dem Ausblasespalt. Es ist bemerkenswert, dass der Konzentrationsabfall ganz monoton erfolgt, d.h. die bei reibungs- und diffusionsfreier Strömung erwartete Trennungsfläche existiert nicht.

Auch die in Abb. 18 und 19 aufgetragenen Konzentrationsverteilungen bei Ausblasen von Helium auf der Symmetrieebene vor dem Ausblasespalt zeigen ein monoton abfallen ohne Andeutung von Resten einer Trennungsfläche.

6. SCHLUSSBETRACHTUNGEN

Die aerodynamische Aufheizung beim Flug mit Hyperschallgeschwindigkeit wird besonders im Bereich der Überschallkanten zu einem ernsthaften Problem. Es ist vorgeschlagen

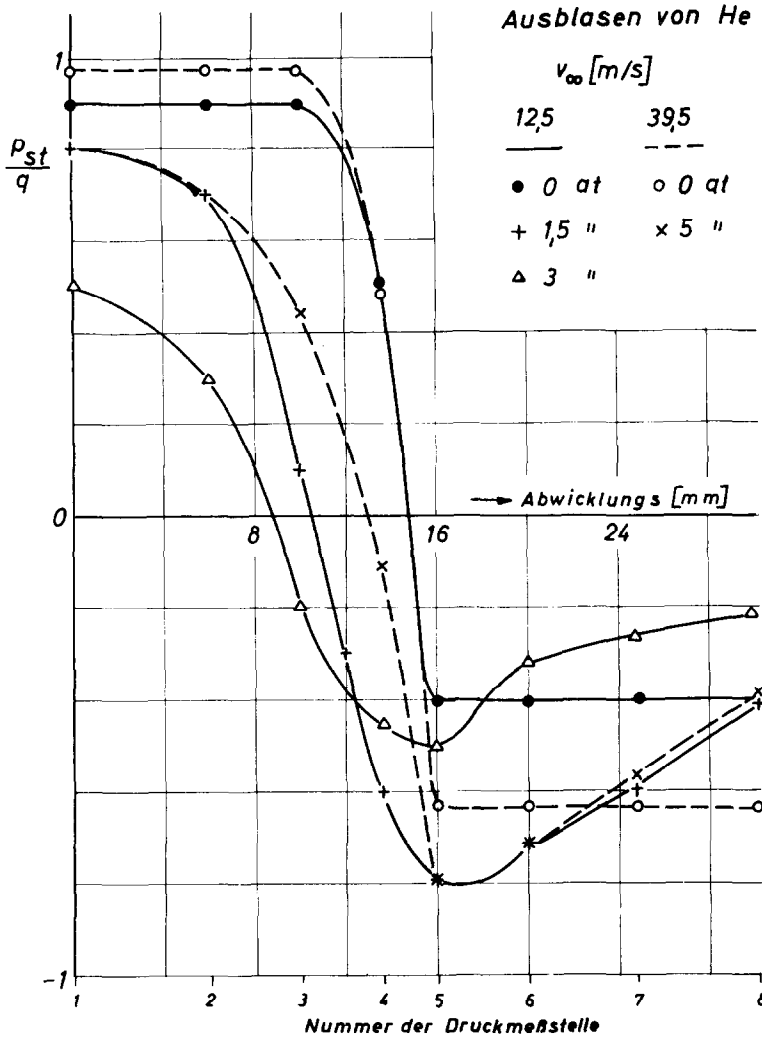


ABB. 14. Druckverteilungen an der oberen Hälfte der Profelnase (Abb. 5 oben) bei $v_\infty = 12,5$ und $39,5$ m/s und verschiedenen Ausblasgeschwindigkeiten v_1 mit Anstellwinkel $\alpha = 0^\circ$.

worden, zur Verminderung der Wärmeübertragung ein leichtes Gas aus der Flügel Nase auszublasen.

Die grundsätzlichen Vorgänge können bereits bei inkompressibler Strömung untersucht werden. Im turbulenzarmen Windkanal der Aerodynamischen Versuchsanstalt sind daher an einem Flügelmodell Versuche mit Nasenausblasung vorgenommen worden, wobei Koh-

lensäure und Helium ausgeblasen wurde. Das Flügelprofil ist für reibungslose Strömung so berechnet worden, dass beim Anstellwinkel $\alpha = 0^\circ$ längs der Flügel Nase Gleichdruck herrschen sollte. Es ergaben sich erhebliche Schwierigkeiten, eine längs des Ausblasespaltes gleich mässige Ausblaseströmung zu erzielen. Durch Vorversuche wurde die günstigste Leitblechanordnung für die Umlenkung der Ausblase

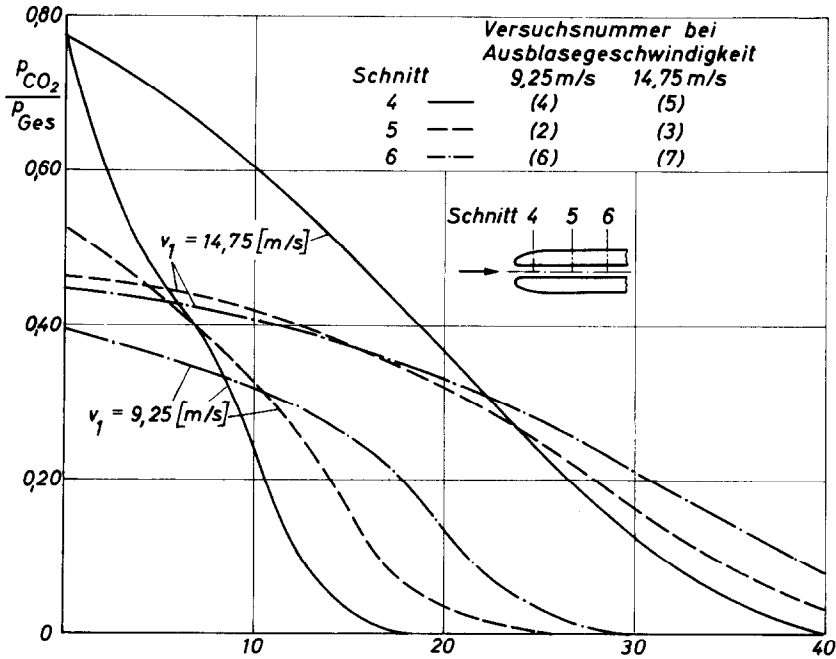


ABB. 15. Konzentrationsverteilungen mit Ausblasen von Kohlensäure bei $v_{\infty} = 12,5$ m/s.

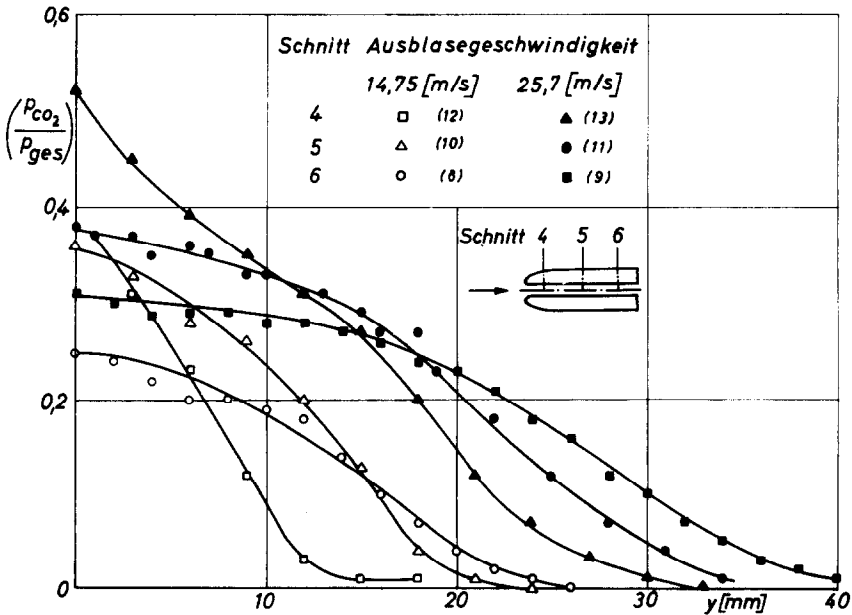


ABB. 16. Konzentrationsverteilungen mit Ausblasen von Kohlensäure bei einer Anströmgeschwindigkeit von $v_{\infty} = 25,0$ m/s und verschiedenen Ausblasgeschwindigkeiten in den Schnitten 4, 5, 6.

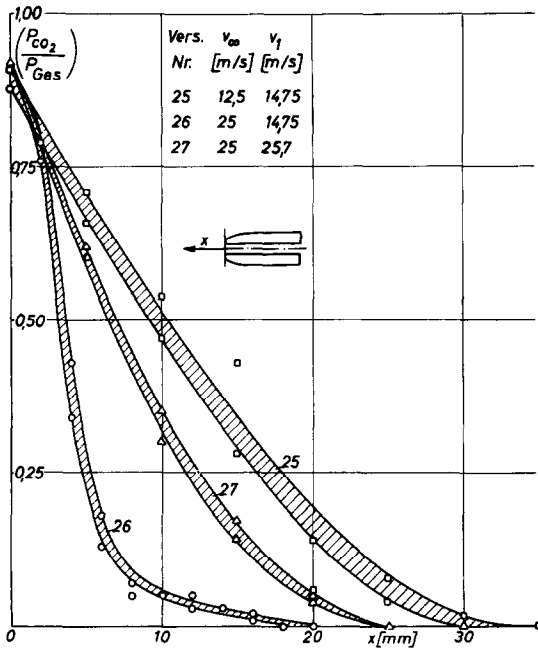


ABB. 17. Konzentrationsverlauf in der Symmetrieebene vor dem Spalt bei Ausblasen von Kohlensäure. Der schraffierte Bereich kennzeichnet die durch Schwingung der Sonde verursachte Schwankung der Messwerte.

strömung im Innern des Flügelmodells bestimmt. Durch Schlierenaufnahmen wurde das inkompressible Strömungsfeld veränderlicher Dichte sichtbar gemacht. Wegen der Wirkung der Schwere ist das Strömungsfeld auch bei symmetrischer Anströmung unsymmetrisch. Bereits bei geringen Anstellwinkeln wird die Ausblaseströmung vollständig nach der Saugseite abgelenkt, so dass der Staupunkt nach der Innenseite des Spaltes (Druckseite) wandert. Druckverteilungsmessungen mit Ausblasen von Kohlensäure haben gezeigt, dass der Gleichdruckfall erst bei Ausblasegeschwindigkeiten erreicht wird, die etwa 20 Prozent über der durch die reibungslose Theorie geforderten liegen. Bei Helium waren die Ausblasegeschwindigkeiten nicht hoch genug, um den Gleichdruckfall zu erreichen. Mit Hilfe eines

Hochfrequenz-Massenspektrometers (Topatron) wurden die Konzentrationsverteilungen in der Grenzschicht unmittelbar gemessen. In aufeinanderfolgenden Mess-Schnitten zeigt sich eine zunehmende Verflachung und Verdickung der Konzentrationsgrenzschicht. Die Messungen sind bei verschiedenen Anblas- und Ausblasgeschwindigkeiten durchgeführt worden. Weitere Konzentrationsmessungen sind auf der Symmetrielinie vor dem Spalt durchgeführt worden. Dabei zeigt sich ein monotoner Abfall der Konzentration entgegen der Anblasrichtung. Die Grenzschichtdicke am freien Staupunkt ist demnach von der gleichen Grössenordnung wie die Vorlage des Staupunktes vor der Profilvorderkante.

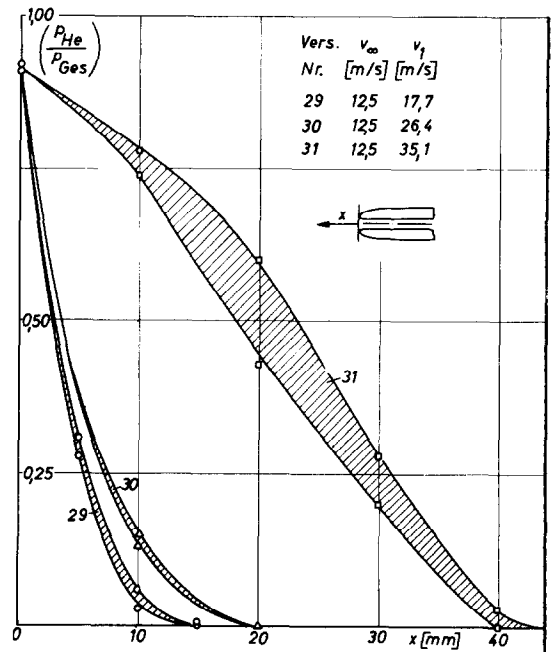


ABB. 18. Konzentrationsverlauf in der Symmetrieebene vor dem Spalt bei Ausblasen von Helium bei einer Anblasgeschwindigkeit von $v_\infty = 12,5$ m/s und verschiedenen Ausblasgeschwindigkeiten. Der schraffierte Bereich kennzeichnet die durch Schwingung der Sonde verursachte Schwankung der Messwerte.

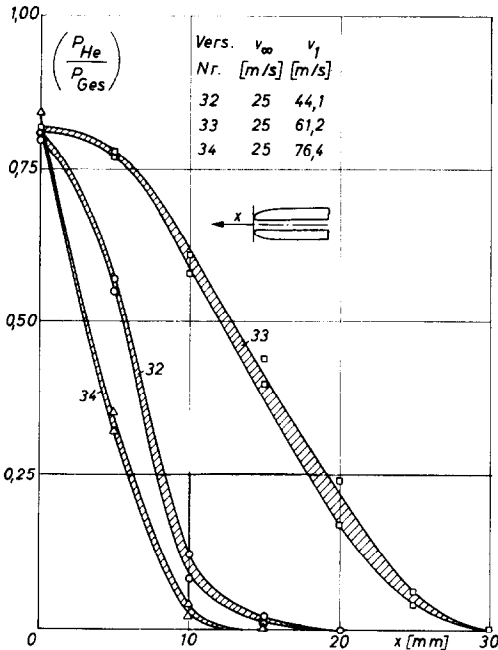


ABB. 19. Konzentrationsverlauf in der Symmetrieebene vor dem Spalt bei Ausblasen von Helium bei einer Anblasgeschwindigkeit von $v_\infty = 25,0$ m/s und verschiedenen Ausblasgeschwindigkeiten. Der schraffierte Bereich kennzeichnet die durch Schwingung der Sonde verursachte Schwankung der Messwerte.

ANERKENNUNGEN

Abgesehen von den Konzentrationsmessungen sind alle Messungen durch Herrn A. Sperber durchgeführt worden. Bei den Schlierenaufnahmen wurde er durch Herrn H. Grote

wirksam unterstützt. Das Verfahren der Konzentrationsmessung ist von Herrn Dipl.-Ing. G. Koppenwallner entwickelt und im Versuchsstand praktisch angewandt worden, wobei er zusätzlich durch Herrn Berger unterstützt wurde. Allen bei den Versuchen beteiligten Herren spreche ich an dieser Stelle meinen besten Dank aus.

SCHRIFTTUM

1. D. KÜCHEMANN, Hyperschallflugzeuge und ihre aerodynamischen Probleme, Vortrag Jahrestagung der WGL (1964).
2. J. V. BECKER, Studies of high lift/drag ratio hypersonic configurations, Paper pres. ICAS IV, Paris (1964).
3. T. NONWEILER, Delta wings of shapes amenable to exact shock-wave theory, *Jl R. Aeronaut. Soc.* **67**, 39 (1963).
4. M. G. HALL, On forward ejection for thermal insulation in hypersonic flight, Royal Aircraft Establishment, Farnborough, Techn. Note Aero 2910 (1963).
5. L. M. TUCKER, An experimental investigation of contoured nose orifices with ejection at free-stream mach numbers of 1.86 and 4.3, Royal Aircraft Establishment, Farnborough, Techn. Note Aero 2923 (1963).
6. E. EMINTON, Orifice shapes for ejecting gas at the nose of a body in two-dimensional flow, Royal Aircraft Establishment, Farnborough, Techn. Note Aero 2711 (1960).
7. W. WUEST und H. VON TROTHA, Reibungslose Strömung an Flügelnasen mit Ausblasen eines anderen Gases, *Jl Méc.* **3** (3), 323 (1964).
8. W. WUEST, Die Strömung an Flügelprofilen mit Ausblasen aus einem Nasenspalt, DLR FB 66-67 (1966).
9. W. WUEST und H. ECKELMANN, Ein elektrisches Turbulenzmessgerät, I. Brückenteil., AVA Ber. 64 G 01 (1964).
10. K. DIELS und R. JAECKEL, *Leybold Vakuum-Taschen-nuch*. Springer, Berlin (1962).
11. M. WUTZ, *Theorie und Praxis der Vakuumtechnik*. Vieweg, Braunschweig (1965).

Abstract—On a symmetric aerofoil model with nose, slot pressure and velocity distributions were measured in a low-turbulence wind-tunnel with blowing out of carbon dioxide and helium. Additional Schlieren photos were taken and concentration distributions were measured in the flow field by using a h.f. mass-spectrometer (Topatron). The free-stream velocity varied from 12 to 40 m/s and the velocity of blowing out varied from 10 to 60 m/s. The measurements were also extended to incidence angles up to $\pm 10^\circ$.

Résumé—Des distributions de pression et de vitesse ont été mesurées dans une soufflerie à basse turbulence à une maquette d'aile symétrique avec fente au bord d'attaque en soufflant du gaz carbonique ou de helium. Des photos strioscopiques supplémentaires furent prises et des distributions de concentration furent mesurées dans le champ d'écoulement à l'aide d'un spectromètre de masse à haute fréquence (Topatron). La vitesse de l'écoulement extérieur variait de 12 à 40 m/s et la vitesse de soufflage variait de 10 à 60 m/s. Les mesures s'étendaient aussi à des angles d'incidence jusqu'à $\pm 10^\circ$.

Аннотация—Модель симметричного крыла, имеющего на передней кромке щель, продувалась в аэродинамической трубе с малой степенью турбулентности. При этом проводились измерения распределения давления и скорости при выдуве кислорода и гелия. Дополнительно производились съёмки картины течения теньевым методом, и с помощью высокочастотного масс-спектрометра (торатрона) измерялось распределение концентрации в потоке. Скорость обдува изменялась от 12 до 40 м/сек, а скорость выдува от 10 до 60 м/сек. Угол атаки изменялся в пределах $\pm 10^\circ$.