

UNTERSUCHUNGEN AN SPOILERN BEI ÜBERSCHALLGESCHWINDIGKEITEN

A. HEYSER, F. MAURER

Deutsche Versuchsanstalt für Luft- und Raumfahrt,
Institut für angewandte Gasdynamik, Aachen,

und

H. G. KNOCHE

Bölkow-Entwicklungen KG, München-Ottobrunn

ÜBERSICHT

Ausgehend von der Wirkung des festen Spoilers im Überschallbereich wird über experimentelle Ergebnisse von Untersuchungen an geschlitzten Spoilern bei verschiedener Schlitzhöhe, an Spoilern in Pfeilstellung und an Strahlspoilern für Überschallmachzahlen bis zu $M = 2.8$ berichtet. Die Anordnung des festen Spoilers in einem gewissen Abstand von der Grundplatte (geschlitzter Spoiler) führt zu einer wesentlichen Steigerung der Normalkräfte bei gleichbleibender Spoilerfläche.

Ein Vergleich der Wirkung der verschiedenen Spoilertypen kann auf Grund des Verhältnisses von Normalkraft- zu Axialkraftänderung bzw. zum Schubverlust gegeben werden. Dieses Verhältnis ist für den Spoiler in Pfeilstellung und den Strahlspoiler in weiten Bereichen günstiger als für den festen Spoiler.

Die experimentellen Ergebnisse werden durch theoretische Überlegungen ergänzt.

BEZEICHNUNGEN

a = Abstand der Spoilerstirnfläche vom Plattenende, cm

x_{sp} = Abstand der Spoilerstirnfläche vom Plattenanfang, cm

b = Spoiler- bzw. Steuerschlitzbreite, cm

c = Abstand der Steuerschlitze in Doppelanordnung, cm

F = Spoilerfläche, cm²

F_{ges} = Spoilerfläche + Schlitzfläche, cm²

F_z = Zentralkörperquerschnitt, cm

- h = Spoilerhöhe, cm
 s = Schlitzhöhe des geschlitzten Spoilers, cm
 s_s = Steuerschlitztiefe, cm
 s_s^* = kritische Steuerschlitztiefe, cm
 t = Tiefe der Grundplatte, cm
 x = Koordinate in Längsrichtung, cm
 N = Kraftwirkung normal zur Grundplatte je cm Spoilerbreite, kp/cm
 N_i = Normalkraft je cm Schlitzbreite durch Interferenz von Hauptströmung und Steuerstrahl, kp/cm
 N_v = Normalkraft durch Rückstoss des Steuerstrahles je cm Schlitzbreite bei Schallaustritt in ein Vakuum, kp/cm

$$N_v = 2 \left(\frac{2}{k+1} \right)^{1/(k-1)} \mu p_{oi} s_s$$

- R = Rückstosswirkung des Steuerstrahles, kp/cm je cm Schlitzbreite bei Expansion gegen p_∞

$$R = k \sqrt{\frac{2}{k-1} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{(k+1)/(k-1)} \mu p_{oi} s_s^*} \sqrt{1 - \left(\frac{p_s}{p_{oi}} \right)^{(k-1)/k} + s_s (p_s - p_\infty)}$$

- S_{\max} = maximaler Schub je cm Schlitzbreite bei Expansion des Steuerstrahles auf Gleichdruckaustritt in einer optimalen Düse, kp/cm

$$S_{\max} = k \sqrt{\frac{2}{k-1} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{(k+1)/(k-1)} \mu p_{oi} s_s^*} \sqrt{1 - \left(\frac{p_\infty}{p_{oi}} \right)^{(k-1)/k}}$$

- T = Kraftwirkung tangential zur Grundplatte je cm Spoilerbreite, kp/cm
 p = örtlicher statischer Druck auf der Grundplatte, kp/cm²
 p_∞ = statischer Druck der ungestörten Strömung, kp/cm²
 p_{oi} = Ruhedruck für Steuerstrahl, kp/cm²
 p_s = statischer Druck des Steuerstrahles im Austrittsquerschnitt, kp/cm²
 Δp = $(p - p_\infty)$, kp/cm²
 q = Staudruck ($= p_\infty (k/2) M^2$), kp/cm²
 α = Anstellwinkel, Grad
 φ = Neigungswinkel des Steuerstrahles, Grad
 ϑ = Pfeilwinkel, Grad
 c_n = Normalkraftbeiwert für Spoilerwirkung in Endstellung ($= N/hq$)
 c_t = Tangentialkraftbeiwert ($= T/hq$)
 c_a = Auftriebsbeiwert bezogen auf F_z
 c_m = Momentenbeiwert bezogen auf F_z
 c_w = Widerstandsbeiwert bezogen auf F_z
 Re = Reynoldssche Kennzahl, bezogen auf x_{sp}

- M = Machsche Kennzahl
 μ = Beiwert für Steuerschlitz
 k = Verhältnis der spezifischen Wärmen

EINLEITUNG

Wesentliche Eigenschaften der Spoilersteuerung sind die kurzen Aktionszeiten und die geringen Verstellkräfte, die sich bei geeigneter Ausführung ergeben, und die besonders für Fernsteuerungen vorteilhaft sind. Wird der feste Spoiler durch einen Strahl ersetzt, der aus einer Schlitzdüse austritt, so wird diese Anordnung im Folgenden als Strahlspoiler bezeichnet, bei dem abgesehen vom Steuerventil keine bewegten Teile mehr vorhanden sind. Gerade für Überschallfluggeschwindigkeiten sind die kurzen Ansprechzeiten und die einfache mechanische Ausführung von grosser Bedeutung, so dass lebhaftes Interesse für die Wirkung von Spoilersteuerungen im Überschallbereich besteht. Mehrere Arbeiten über dieses Gebiet liegen bereits vor (vergl. Literaturverzeichnis).

Bei Unterschallströmung ergibt ein Spoiler, der auf einen profilierten Flügel aufgesetzt ist, infolge der Störung der Zirkulation eine ausgedehnte Änderung der Druckverteilung. Die daraus resultierende Normalkraftänderung kann wesentliche Steuerwirkungen ergeben.

Im transsonischen bzw. im Überschallbereich wird die Spoilerwirkung mit steigender Machzahl mehr und mehr lokal begrenzt. Da sich ferner die Über- und Unterdruckgebiete vor bzw. hinter dem Spoiler weitgehend kompensieren, kann der Spoiler für Steuerzwecke unbrauchbar werden. Grundlegende Untersuchungen an festen Spoilern und Strahlspoilern haben gezeigt, dass im Überschallbereich die durch gerade, feste Spoiler erreichbare Normalkraftänderung dann am grössten wird, wenn man den Spoiler an der Abströmkante einer Flügelfläche anordnet (Endspoiler), so dass nur das Überdruckgebiet vor dem Spoiler zur Wirkung kommt. Für praktische Anwendungen ist man daran interessiert, die Steuerwirkung möglichst effektiv zu gestalten. In diesem Zusammenhang ergeben sich folgende Fragen:

- (a) Gibt es Spoileranordnungen, die im Überschallbereich eine grössere Steuerwirkung haben als der gerade, feste Spoiler in Endstellung?
- (b) Kann bei Überschallgeschwindigkeiten die Wirksamkeit der Steuerung, d.h. das Verhältnis von Normalkraftänderung zu Widerstandsänderung gegenüber dem festen Spoiler gesteigert werden*?

Die folgenden Ausführungen enthalten eine Zusammenfassung von Ergebnissen mehrerer Einzeluntersuchungen, die in den letzten Jahren von den Verfassern an verschiedenen speziellen Spoilerausführungen bei Überschallanströmung ausgeführt wurden. Diese Ergebnisse werden entsprechend den oben angegebenen Fragestellungen diskutiert, mit den Ergebnissen von festen Spoilern verglichen und durch theoretische Betrachtungen erläutert.

Die Versuche wurden in der vertikalen Messstrecke des Aachener Überdruck-Überschallwindkanals³⁵ bei Machschen Zahlen von 1.57 bis 2.8 ausgeführt. Die Reynoldsschen Kennzahlen, bezogen auf die Grundplattenlänge bis zur Spoilervorderkante, lagen zwischen 2.5 bis 12×10^6 , so dass die Grenzschichten an den durch die Spoiler erzwungenen Ablösestellen turbulent waren.

VERSUCHSANORDNUNGEN

Bei den ausgeführten Versuchen wurde die Wirkung von Spoilern in Verbindung mit ebenen Grundplatten untersucht. Durch Änderung des Anstellwinkels dieser Anordnungen konnte der Einfluss von flachen Profilneigungen auf die Spoilerwirkung erfasst werden. Da dieser Einfluss im Überschallbereich bei kleinen Anstellwinkeln gering ist, sind die grundsätzlichen Ergebnisse auch für flache Überschallprofile gültig.

Die gewählten Modelle sind in Fig. 1 schematisch dargestellt.

GESCHLITZTER SPOILER

Eine Abart des festen Spoilers stellt der geschlitzte Spoiler dar, bei dem zwischen Grundplatte und Spoiler ein Schlitz angeordnet wird. Hierdurch erfolgt eine "Absaugung" aus dem Ablösegebiet vor dem Spoiler und ein Auffüllen des Unterdruckgebietes hinter dem Spoiler. Die Modellanordnung für Untersuchungen an solchen geschlitzten Spoilern bestand aus einer Grundplatte mit 4 festliegenden Druckanbohrungen und einem parallel dazu verschiebbaren Spoiler, so dass während des Versuches eine kontinuierliche Registrierung des Druckverlaufes in Abhängigkeit von der Spoilerstellung bei vier verschiedenen Reynoldsschen Kennzahlen möglich war. Die Höhe h des Spoilers und die Schlitzhöhe s wurden variiert (Fig. 1). Bei $s = 0$ ergab sich als Grenzfall der feste, auf der Grundplatte aufsitze Spoiler, so dass diese Messungen mit früher angegebenen Werten³² verglichen werden konnten.

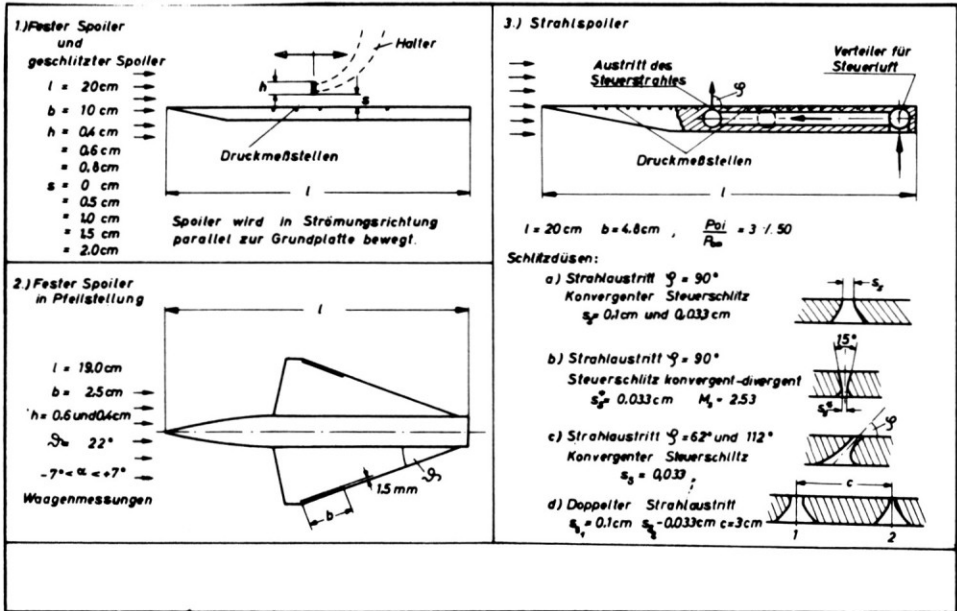


Fig. 1. Modellanordnungen.

FESTER SPOILER IN PFEILSTELLUNG

Die Wirkung des Spoilers in Pfeilstellung hängt von der speziellen Modellanordnung ab. Hier wurde ein Modell gewählt, das aus einem rotationssymmetrischen Grundkörper, in dem eine Dreikomponentenwaage untergebracht war, und gepfeilten Flügeln bestand, die z.B. die Vorflügel einer Entenbauweise darstellen können. Die Spoiler sind als Endspoiler auf der Abströmkannte mit einem Pfeilwinkel von $\vartheta = 22^\circ$ gegenüber der Modellachse so angeordnet, dass eine günstige Normalkraftwirkung durch die vom Spoiler bewirkte Beeinflussung der Druckverteilung am Flügel zu erwarten war. Spoiler von 0.4 und 0.6 cm Höhe konnten eingesetzt werden. Gemessen wurden Normalkraft, Tangentialkraft und die Lage des Luftangriffspunktes.

STRAHLSPOILER

Der Strahlspoiler erzeugt neben der Rückstosswirkung infolge Interferenz des Steuerstrahles mit der anströmenden Luft auf der Grundfläche ein Druckfeld, das dem des festen Spoilers ähnlich ist. Hierdurch kann die Steuerwirkung gegenüber der Reaktionskraft des Steuerstrahles allein wesentlich gesteigert werden.³² Die Untersuchungen wurden für verschiedene Ausführungen und Anordnungen der schlitzförmigen Steuerröhre ausgeführt, um deren Einfluss auf die Steuerwirkung zu erfassen.

- (a) Als Grundform wird der senkrecht zur Grundplatte ($\varphi = 90^\circ$) aus einem konvergenten Steuerschlitz mit Schallgeschwindigkeit austretende Steuerstrahl betrachtet. Der Einfluss der Steuerschlitzbreite wurde für zwei verschiedene Werte ($s_s = 0.1$ und 0.033 cm) erfasst.
- (b) Ein konvergent-divergenter Steuerschlitzquerschnitt ergibt einen mit Überschallgeschwindigkeit austretenden Steuerstrahl. Das gewählte Querschnittsverhältnis entspricht einer Austrittsmachzahl von $M_s = 2.53$.
- (c) Die Neigung des Steuerstrahles gegenüber dem senkrechten Austritt ($\varphi = 90^\circ$) lässt einen wesentlichen Einfluss auf das Druckfeld erwarten. Für eine Neigung des Steuerstrahles in Strömungsrichtung ($\varphi < 90^\circ$) ergibt sich aus der Rückstosswirkung eine Vortriebskomponente während der gegen die Anströmrichtung geneigte Steuerstrahl ($\varphi > 90^\circ$) eine zusätzliche Bremswirkung zur Folge hat. Diese Komponenten gehen in den gewählten Beiwert $\frac{N_i + R \sin \varphi}{S_{\max} - R \cos \varphi}$ ein. Der Neigungswinkel des Steuerstrahles betrug bei den ausgeführten Untersuchungen $\varphi = 62^\circ$ und $\varphi = 112^\circ$.
- (d) Die Wirkung einer Strahlaufteilung wurde an einem Doppelschlitz untersucht. Dabei konnten ein breiterer ($s_{s_1} = 0.1$ cm) und ein schmalerer ($s_{s_2} = 0.033$ cm) Steuerschlitz hintereinander angeordnet werden. Die Reihenfolge war umkehrbar. Der Abstand der beiden Steuerschlitze betrug $c = 3$ cm.

Bei allen Steuerschlitzen wurden Kanten mit Ablösung vermieden, so dass mit einem Beiwert für den Steuerschlitz $\mu = 1$ gerechnet werden konnte.

DISKUSSION DER ERGEBNISSE

DER FESTE, GERADE SPOILER

Die Grundform des Spoilers ist der feste, gerade Spoiler, der senkrecht zur Hauptströmung ausgefahren wird. An dieser Spoilerform sind auch im Überschall mehrfach Untersuchungen durchgeführt worden, so dass diese Ergebnisse hier als Vergleichsmaßstab für verschiedene spezielle Spoilerformen dienen können.^{10, 12, 32}

Figur 2 zeigt das typische Strömungsbild für einen festen Spoiler und die dazugehörige Druckverteilung. Der Spoiler erzeugt im Vorfeld ein keilförmiges Ablösegebiet mit einem dem Keilwinkel entsprechenden schiefen Verdichtungsstoss und einem ersten flachen Druckmaximum. Vor das Ablösegebiet an der Oberkante des Spoilers legt sich ein Stoss grösserer Steilheit, der mit einer zweiten höheren Druckspitze vor dem Spoiler in Zusammenhang steht. Das Expansionsgebiet hinter dem Spoiler, das bei endlicher Spoilerdicke aus zwei aufeinanderfolgenden Expansionsfächern besteht, führt zum Anlegen der Hauptströmung an die Grundplatte und zur Ausbildung einer "Schwanzwelle," die die Strömung parallel zur Platte richtet.

Spezielle Untersuchungen im Ablösegebiet vor dem Spoiler, das zum Problem der Interferenz von Stoss und Grenzschicht gehört, sind von Bogdonoff und

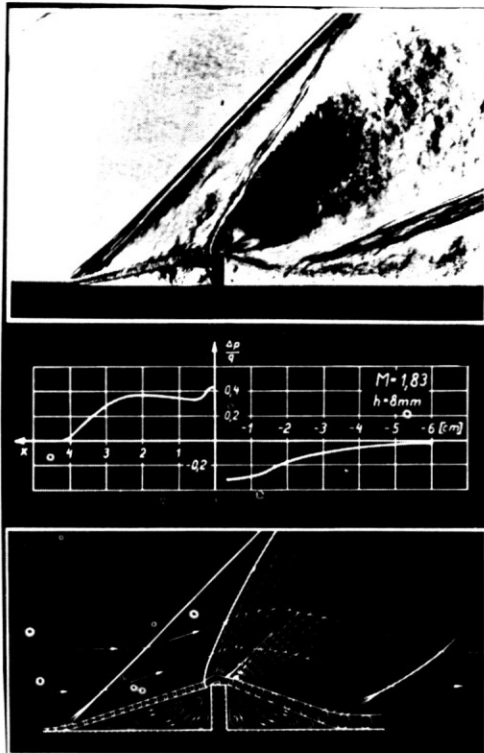


Fig. 2. Strömungsbild des festen Spoilers.

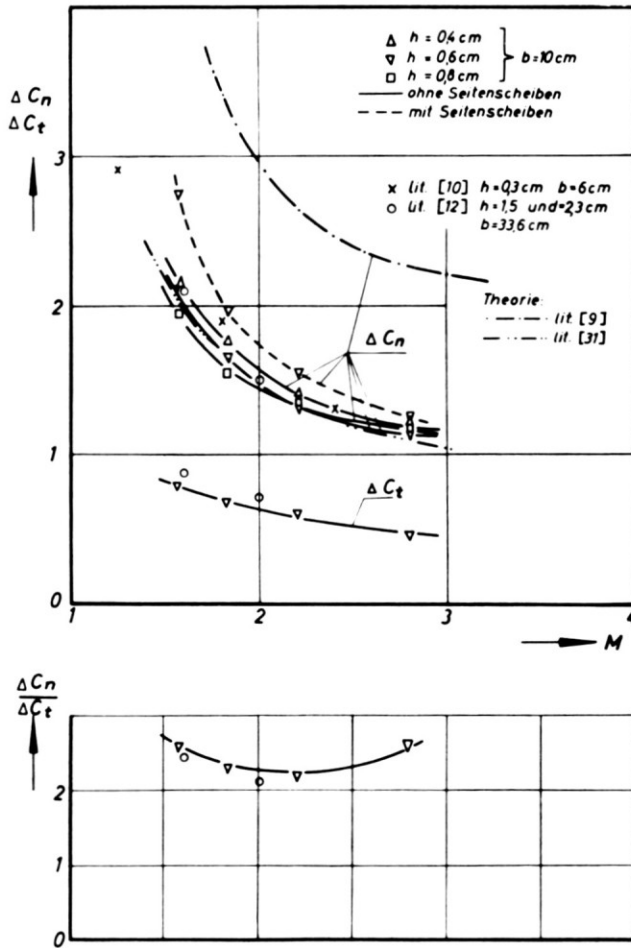


Fig. 3. Fester Spoiler.

Mitarbeitern ausgeführt worden.^{1,2,3} Berechnungsgrundlagen wurden von Crocco und Probst,⁵ Gadd⁶ u.a. angegeben, und von Knoche³¹ zur Berechnung der Kraftwirkungen am Spoiler verwendet.

Ein Vergleich der Über- und Unterdruckflächen im Druckdiagramm zeigt, dass sich diese Wirkungen weitgehend kompensieren, und dass die grösste zur Steuerung verwertbare Normalkraftwirkung für den Endspoiler mit $x_{sp}/t = 1$ erreicht wird.

Mess- und Rechenergebnisse für die Normal- und Tangentialkraftwirkung (Δc_n und Δc_t) von festen, geraden Endspoilern sind in Fig. 3 dargestellt. Der Einfluss der Spoilerhöhe auf den Normalkraftbeiwert ist nur gering, während Seitenscheiben trotz eines Seitenverhältnisses $b/h = 16.7$ noch eine wesentliche Erhöhung des Normalkraftbeiwertes ergaben.

Die Versuchsergebnisse, die von Naumann¹⁰ und von Lord und Czarnecki¹² angegeben wurden, zeigen mit den vorliegenden Messungen gute Übereinstimmung. Es ist zu berücksichtigen, dass das Verhältnis b/h bei den Versuchen von Lord und Czarnecki etwa dem der Spoilerhöhen von 0.4 bzw. 0.6 cm der vorliegenden Versuche entsprach.

Für das Verhältnis von Normalkraft zu Tangentialkraft kann bei den Versuchsmachzahlen als Richtwert $\Delta c_n / \Delta c_t = 2.3$ gelten.

Die von Seibold⁹ berechneten Δc_n -Werte ergeben gegenüber den Versuchsergebnissen etwa die doppelten Werte. Dies liegt daran, dass das vorausgesetzte Strömungsbild mit einer "abgelösten Kopfwelle" durch die tatsächliche Strömung nicht erfüllt wird. Gute Übereinstimmung mit den experimentellen Werten ergeben die von Knoche³¹ berechneten Werte. Bei dieser Berechnung wurde davon ausgegangen, dass der Strömungsaufbau am festen Spoiler durch die Ablösung und die Umlenkung der Grenzschicht am Grenzschichtkeil bestimmt ist. Demgemäß setzt sich der Druckanstieg aus dem Ablösedruck und dem Druckzuwachs als Integral der in der Grenzschicht wirkenden Zentrifugalkräfte zusammen. Diese beiden Bestandteile des Druckanstiegs lassen sich in guter Übereinstimmung mit dem Experiment theoretisch darstellen. Für den Ablösedruck einer turbulenten Grenzschicht, die wir voraussetzen wollen, lässt sich ein einfacher Ansatz von Gadd⁶ verwenden. Danach wird der Ablösedruck erklärt als derjenige Druck, welcher eine bestimmte Geschwindigkeit, die proportional zur Geschwindigkeit der ungestörten Strömung ist, im 1/7-Profil der Grenzschicht zu Null macht. Der zusätzliche Druckanstieg über den Ablösedruck hinaus infolge der Impulsänderung bei der Umlenkung kann mit den Hilfsmitteln der Theorie von Crocco und Lees⁴ erklärt werden. Es ergibt sich im Vergleich mit dem Druckanstieg am Verdichtungsstoss in der Aussenströmung auch der Öffnungswinkel des Grenzschichtkeiles, so dass die Normalkraft näherungsweise angegeben werden kann (Fig. 3).

DER GESCHLITZTE SPOILER

Der geschlitzte Spoiler scheint folgende aerodynamischen Vorteile zu ergeben:

- (a) Der schiefe Verdichtungsstoss vor dem festen Spoiler muss bei zunehmender Schlitzhöhe in einen orthogonalen Stoss mit einem dementsprechenden höheren Druckanstieg vor dem Spoiler übergehen.
- (b) Das Unterdruckgebiet hinter dem Spoiler wird durch die Luftmenge, die durch den Schlitz strömt, aufgefüllt und damit verkleinert. Allerdings wird dadurch auch das Überdruckgebiet vor dem Spoiler abgebaut.

Die ausgeführten Messungen sollen zeigen, ob die genannten Vorteile des geschlitzten Spoilers gegenüber dem festen Spoiler nachweisbar sind, und welche Schlitzhöhe optimale Steuerwirkungen ergibt.

Die Bildserie Fig. 4 zeigt bei $M = 1.83$ die Änderung des Strömungsbildes für einen Spoiler der Höhe $h = 0.6$ cm und zunehmender Schlitzbreite s von 0 bis 2.0 cm. Besonders deutlich zeigt sich in dieser Serie die Umformung des Stosses, der beim festen Spoiler von der Spoileroberkante ausgeht. Dieser Stoss geht mit zunehmendem Spoilerabstand mehr und mehr in die erwartete abgelöste Kopfwelle über, die in freier Strömung vor einer senkrecht angeströmten ebenen

Platte liegt. In Fig. 4e ist der orthogonale Stoss vor dem Spoiler erreicht, der in der theoretischen Berechnung von Seibold⁹ für den soliden Spoiler vorausgesetzt wurde.

Bei den Schlitzhöhen $s = 0.5$ und 1.0 cm (Figs. 4b und c) bildet sich in der Drosselstelle, die der Schlitz darstellt, eine aus dem abgelösten Gebiet vor dem Spoiler expandierende Überschallströmung aus, die ähnlich wie bei einer Düsenströmung mit Unterdruckaustritt über verschiedene Stosssysteme in eine Unterschallströmung übergeht. Erst bei $s = 1.5$ cm (Fig. 4d) kommt auch an der Spoilerunterkante ein voller Expansionsfächer zustande, der hinter dem Spoiler zur Ausbildung der "Schwanzwelle" führt. Die Interferenz zwischen Stoss und Grenzschicht bewirkt an der Grundplatte die Ablösung der Grenzschicht. Die Lage des Ablösepunktes ist eine Funktion der Spoilerhöhe und der Schlitzhöhe. Bei kleineren Schlitzhöhen (Figs. 4b und c), in denen die Abströmung aus dem abgelösten Gebiet noch stark gedrosselt ist, reagiert die Strömung ähnlich wie bei einer zunehmenden Spoilerhöhe, so dass sich der Ablösepunkt weiter stromaufwärts verschiebt. Bei grösseren Schlitzhöhen (Figs. 4d und e) wird das Ablösegebiet vor dem Spoiler in zunehmendem Masse abgesaugt, so dass die Grösse des für den festen Spoiler charakteristischen keilförmigen Ablösegebietes weniger durch die Spoilerhöhe als durch die Stärke des mit der Grenzschicht interferierenden Verdichtungsstosses bestimmt wird.

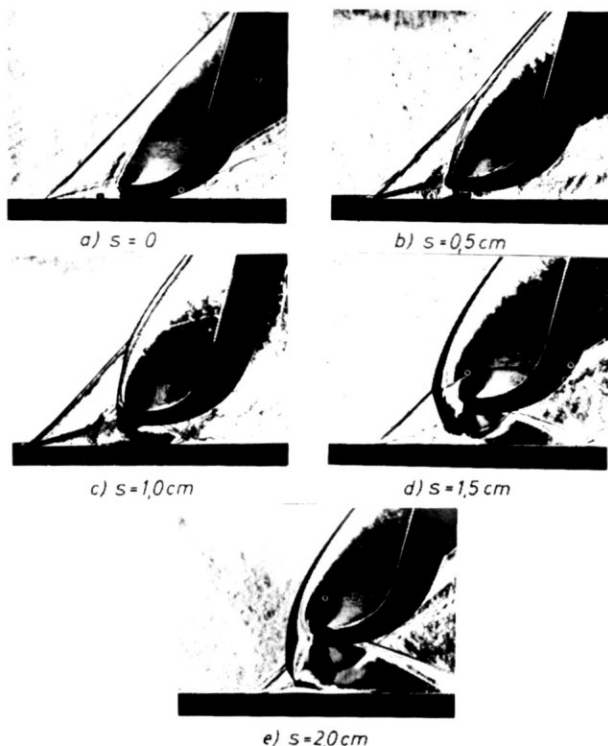
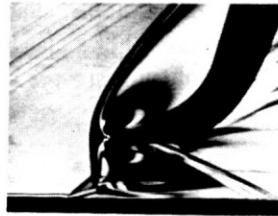


Fig. 4. Geschlitzter Spoiler. $M = 1.83$; $h = 0.6$ cm.

Die Bildserie in Fig. 5 veranschaulicht den Einfluss verschiedener Spoilerhöhen ($h = 0.4$ bis 0.8 cm) auf das Strömungsbild bei gleichbleibender Spalthöhe ($s = 2.0$ cm). Der "Kopfwellen"-abstand wird erwartungsgemäss grösser, aber das keilförmige Ablösegebiet wächst gleichfalls. Wie die Messergebnisse zeigen, ist das Verhältnis h/s eine charakteristische Einflussgrösse.

Typische Druckverläufe für den geschlitzten Spoiler bei variablem Spalt zeigt Fig. 6. Der erste Spitzendruck, der im keilförmigen Ablösegebiet erreicht wird, ändert sich auch beim geschlitzten Spoiler zunächst nicht. Der zweite Spitzendruck, der durch den Einfluss der "Kopfwellen" an der Grundplatte bewirkt wird, steigt bei den gewählten Bedingungen bis zu einer Schlitzhöhe $s = 1.24$ wesentlich an ohne jedoch den Druck hinter dem senkrechten Stoss zu erreichen. Von Bedeutung ist, dass sich beim geschlitzten Spoiler das Überdruckgebiet stromab wesentlich über die Spoilervorderkante hinaus erstreckt, so dass die günstigste Lage des Spoilers zur Auftriebsbeeinflussung nicht mehr das Ende der Grundplatte ist, sondern eine Position, die je nach Spoiler- und Schlitzhöhe stromauf verschoben wird. Die Kennwerte Δc_n und Δc_l können beim geschlitzten

a) $h = 0,4 \text{ cm}$ b) $h = 0,6 \text{ cm}$ c) $h = 0,8 \text{ cm}$ Fig. 5. Geschlitzter Spoiler. $M = 1.83$; $s = 2.0$ cm.

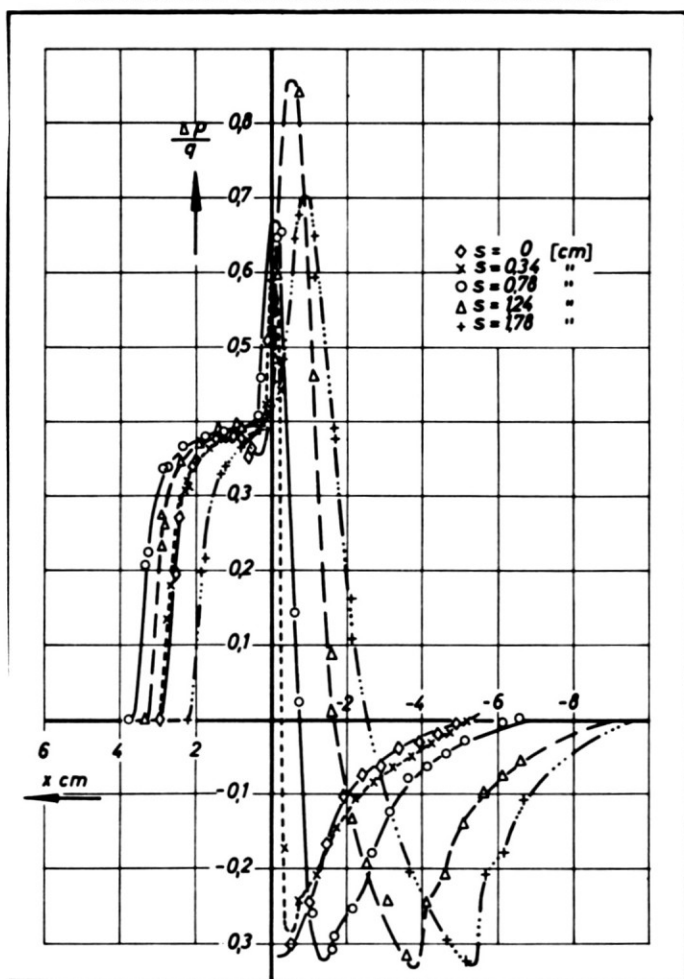


Fig. 6. Geschlitzter Spoiler. $M = 1.83$; $h = 0.6$ cm.

Spoiler auf die feste Spoilerfläche F oder die Spoiler- plus Schlitzfläche F_{ges} bezogen werden. Beide Darstellungen sind in den Figs. 7 und 8 enthalten.

Bezieht man Δc_n für einen Spoiler, der z.B. seitlich aus dem Rumpf herausgeschoben oder aus der Grundfläche herausgeklappt wird, auf die solide Spoilerfläche, so zeigt sich, dass beim optimalen Abstand des geschlitzten Spoilers vom Ende der Grundplatte Normalkraftbeiwerte erreicht werden können, die mehr als doppelt so gross sind wie die für den festen Spoiler (Fig. 7a). Die optimalen Werte liegen bei einem Verhältnis $s/h \sim 2$. Der optimale Abstand a von der Grundplattenhinterkante lässt sich aus Fig. 7b entnehmen. Als Richtwert für diesen Abstand möge für die gewählten Spoilerhöhen $a/(s + h) = 0.8$ gelten. Dieser Wert ist nur wenig von der Machzahl abhängig.

Bezieht man die Beiwerte des geschlitzten Spoilers auf die Gesamtfläche F_{ges} , so liegen die Beiwerte immer unter denen für feste Spoiler.

Die Machzahlabhängigkeit der Normalkraftbeiwerte (Fig. 8a) entspricht dem Verlauf der Werte für den festen Spoiler.

Das Verhältnis $\Delta c_n / \Delta c_t$ (Fig. 8b) zeigt für den geschlitzten Spoiler stets kleinere Werte als für den festen Spoiler.

Diese recht interessanten Strömungsvorgänge und Stossysteme, die hier durch die Interferenz von Stoss und Grenzschicht auftreten, werden noch weiter untersucht und sollen hier durch einige theoretische Überlegungen ergänzt werden.

Das Strömungsfeld am Spoiler mit Schlitz hat Eigenschaften, die sowohl beim Spoiler ohne Schlitz als auch beim Auftreffen von starken Verdichtungsstößen auf eine Grenzschicht bemerkt werden. Die Wechselwirkung zwischen Aussenströmung und Grenzschicht am Spoiler ohne Schlitz, die gewöhnlich unter die freien Wechselwirkungen—*free interaction*—gezählt wird (z.B. Ref. 16), ist dadurch gekennzeichnet, dass der Druckaufbau durch keine äussere Bedingung

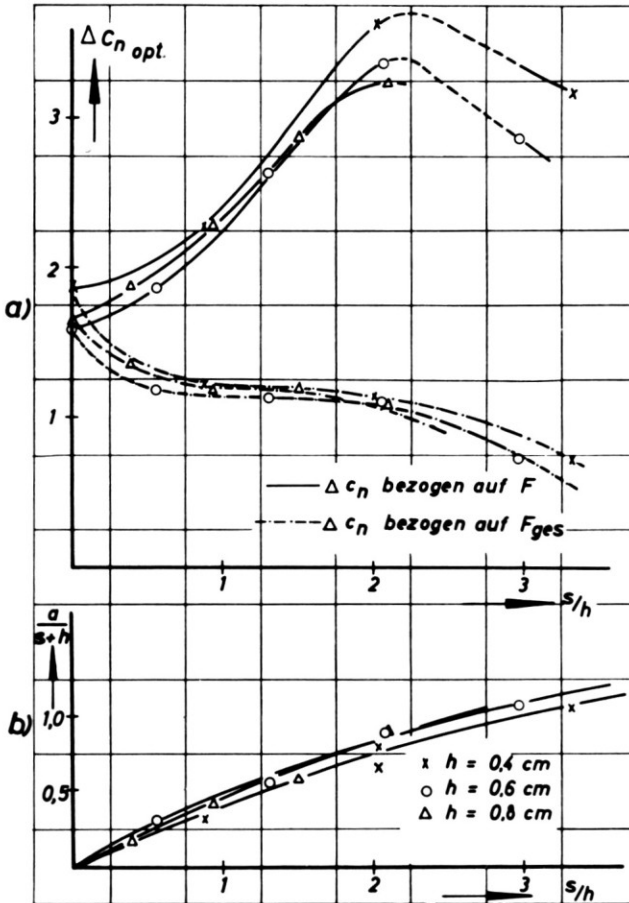


Fig. 7. Geschlitzter Spoiler. $M = 1.83$.

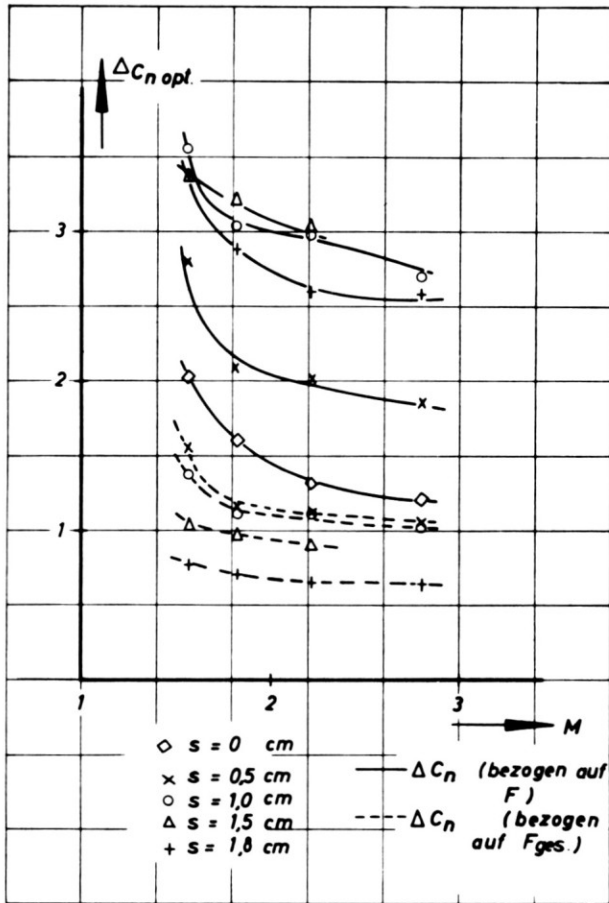
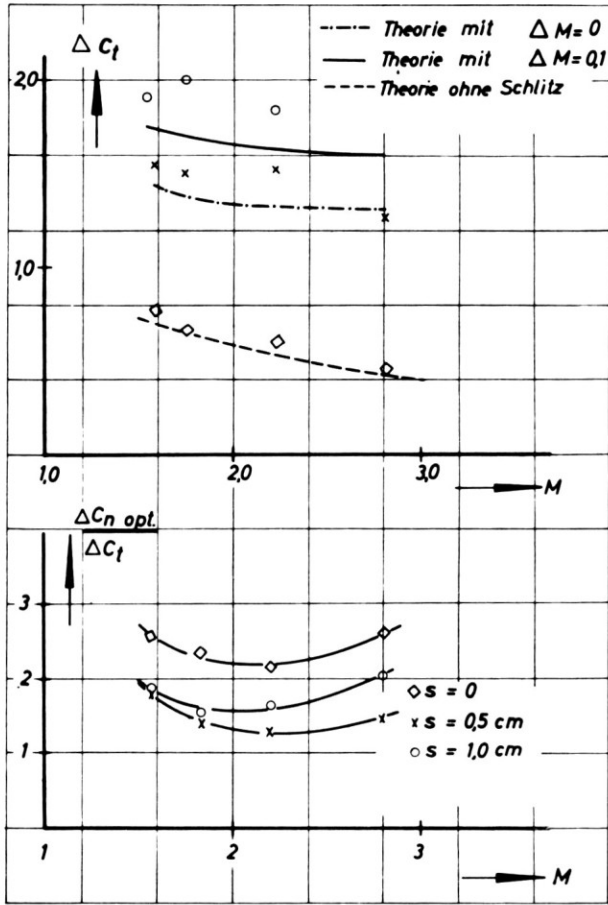


Fig. 8a. Geschlitzter Spoiler. $h = 0.6$ cm. (Optimaler Abstand von der Plattenhinterhante.)

erzungen wird, also der Öffnungswinkel des Grenzschichtkeiles von der Strömung frei gewählt wird. Dagegen ist beim einfallenden Verdichtungsstoss der maximale Druckanstieg durch die Bedingungen des reflektierten Stosses bestimmt. Andererseits ist beim festen Spoiler (Fig. 2) die Ausdehnung des abgelösten Gebietes stromaufwärts vom Spoiler durch dessen Höhe bedingt. Die Ausdehnung des Totwassergebietes ist dagegen beim einfallenden Stoss durch keine Bedingung festgelegt; es ist—wie Gadd¹⁴ es formuliert hat—ein zusätzlicher Freiheitsgrad vorhanden. Die beiden geschilderten Strömungsfälle überlagern sich nun beim Spoiler mit Schlitz, was sowohl im Strömungsbild als auch in der Druckverteilung zum Ausdruck kommt. Durch Variation der Schlitzhöhe kann man die Ähnlichkeit zum einen oder anderen Problem deutlich machen (Fig. 4).

In zahlreichen experimentellen Untersuchungen, (vgl. z.B. Refs. 16 und 11), ist festgestellt worden, dass die Ablösung, insbesondere der Ablösedruck,

Fig. 8b. Geschlitzter Spoiler. $h = 0.6 \text{ cm}$.

unabhängig ist von dem Anlass des Druckanstieges. Der Ablösedruck ist also vor einem Spoiler genau so gross wie bei einem einfallenden Verdichtungsstoss oder anderen Störungen. Nach den vorliegenden Ergebnissen am Spoiler mit Schlitz lässt sich diese Aussage erweitern. Es wird nämlich dabei der am Spoiler ohne Schlitz vorhandene Druckanstieg beobachtet, der sich am Keil der abgelösten Grenzschicht einstellt.

Auf den Schlierenbildern (Figs. 4 und 5) ist bei allen Schlitzhöhen ein definierter Grenzschichtkeil zu erkennen. Dies lässt vermuten, dass nicht nur der Ablösedruck, sondern der gesamte zum Grenzschichtkeil gehörige Druckanstieg unabhängig ist vom Anlass der Störung, also am Spoiler mit und ohne Schlitz wie auch beim einfallenden Verdichtungsstoss in gleicher Weise auftritt. Dies wird auch durch andere experimentelle Ergebnisse^{16,3} teilweise recht gut bestätigt. Wenn also eine Grenzschicht infolge eines Drucksprunges in der Aussenströmung ablöst, dann bildet sich auch das Ablösegebiet im ersten Teil unabhängig vom Anlass der Störung aus.

Eine rechnerische Behandlung der Strömung am geschlitzten Spoiler ist gegenüber dem Fall des festen Spoilers und des einfallenden Verdichtungsstosses prinzipiell erschwert. Dies liegt darin begründet, dass der maximale Druckanstieg am geschlitzten Spoiler nicht durch eine einfache Bedingung in der Aussenströmung gegeben ist, wie beim gewöhnlichen Spoiler durch den Stoss am Grenzschichtkeil und beim einfallenden Stoss durch die Stossreflektion. Ausserdem fehlt hier—wie bereits erwähnt—eine geometrische Bedingung, welche für die Ausdehnung des Ablösegebietes bestimmend wäre, entsprechend der Spoilerhöhe am ungeschlitzten Spoiler.

Es gibt einige Hilfsmittel, den Strömungsverlauf am geschlitzten Spoiler rechnerisch zu behandeln. Zum Beispiel hat Hakkinen¹⁷ für die Wechselwirkung zwischen Stoss und laminarer Grenzschicht die maximale Höhe des Ablösegebietes mittels des Massenflusses und Impulsstromes in der Rückströmung im Ablösegebiet bestimmt, welche von dem über den am Grenzschichtkeil herrschenden Druck hinausgehenden Druckanstieg verursacht wird. Eine andere Möglichkeit besteht darin, den Druckanstieg in der Nähe des Wiederanlegens der Grenzschicht mittels des Gradienten der Schubspannung in Wandnähe senkrecht zur Wand zu gewinnen, was Gadd⁶ benutzt, um den Druckgradienten parallel zur Wand durch das maximale Druckverhältnis und die örtliche Grenzschichtdicke auszudrücken. Dabei wird ein Proportionalitätsfaktor durch Vergleich mit Experimenten bestimmt. In beiden Fällen ist das Druckverhältnis durch die Bedingungen des reflektierten Stosses bekannt, beim geschlitzten Spoiler jedoch nicht.

Der Strömungsvorgang ist bis zur maximalen Höhe des Ablösegebietes an der Stelle 2 (Fig. 9) durch das Stossystem gut zu beschreiben. Der im Bereich zwischen 1 und 2 erzielte Druck entspricht dem Fall des ungeschlitzten Spoilers. Der weitere Druckanstieg ist durch das Wiederanlegen der Strömung in Punkt 3 bestimmt, in dessen Umgebung der maximale Druck auftritt. Die Strömung zwischen 2 und 3 lässt sich näherungsweise wie eine Totwasserströmung hinter einem festen Hindernis behandeln, wobei aber die Höhe des Ablösegebietes als zusätzliche Variable hineinkommt. Man muss dann versuchen, eine invariante Grösse mit Hilfe von experimentellen Ergebnissen festzulegen.

In dieser Weise ist es möglich, den Widerstand am geschlitzten Spoiler zu untersuchen. Der Druckverlauf an der Spoilerstirnseite zwischen Ruhedruck in der Spoilermitte und kritischem Druck an der Spoilerkante ist auf Grund der experimentellen Untersuchungen von Griffith³⁴ gut darzustellen. Dabei ist vorausgesetzt, dass die dort vorhandene Invarianz des Druckverlaufes gegenüber

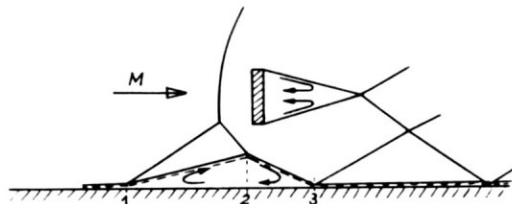


Fig. 9.

der Anströmmachzahl im Bereich $1.2 \leq M \leq 1.7$ auch für höhere Machzahlen gültig ist. Um den Druck an der Spoilerheckseite zu bestimmen, benötigt man Strömungsrichtung und Machzahl an den Spoilerkanten, etwa an der Schalllinie zwischen Spoilerkante und Stossfront. Diese Linie lässt sich an der Spoilerunterkante nur ungenau ermitteln, so dass folgender Näherungsansatz sinnvoll erscheint. Man ordnet der Strömungsrichtung an den Spoilerkanten parallel zur Anströmrichtung die Machzahl $1 + \Delta M$ zu, wobei ΔM unabhängig von der Anströmmachzahl angenommen ist, und errechnet unter Voraussetzung einer Prandtl-Meyer Expansion an den Spoilerkanten sowie mit bekannten Hilfsmitteln für die Totwasserströmung³¹ den Druck an der Spoilerheckseite. Durch Vergleich mit dem Experiment findet man $\Delta M = 0.1$. Der so gewonnene Widerstandsbeiwert, bezogen auf die Spoilerfläche, ist in Fig. 8b eingetragen.

Aus den Ausführungen ergibt sich als Folgerung:

- (a) Mit geschlitzten Spoilern können im Überschallbereich wesentlich höhere Normalkraftbeiwerte bezogen auf die Spoilerfläche erreicht werden, als für den fest auf der Grundplatte aufsitzenden Spoiler.
- (b) Die optimale Lage des geschlitzten Spoilers ist nicht die Endlage, so dass sich konstruktive Vorteile ergeben.
- (c) Der Widerstand des geschlitzten Spoilers steigt stark an, so dass das Verhältnis $\Delta c_n / \Delta c_t$ stets unter dem des festen Spoilers liegt.
- (d) Die Versuchsanordnung des Spoilers mit Schlitz gestattet grundsätzliche Untersuchungen der Wechselwirkung zwischen Stosswellen und Grenzschicht sowie der dabei auftretenden Ablöseeffekte in der Grenzschicht.

SPOILER IN PFEILSTELLUNG

Eine Spoileranordnung, die ein günstiges Verhältnis von Normalkraftwirkung zu Widerstandserhöhung verspricht, ist der Spoiler in Pfeilstellung. Durch geeignete Wahl des Pfeilwinkels kann die Kopfwelle zum Anliegen an der Spoilervorderkante gebracht werden, so dass der Widerstand verringert wird. Das Einflussgebiet mit erhöhtem statischen Druck hinter dem schrägen Verdichtungsstoss kann je nach Ausführung der Flügel auf grosse Flächenteile wirken. Von Lord und Czarnecki¹² sind ausgedehnte Druckverteilungsmessungen im Bereich eines Spoilers ausgeführt worden, der mit der Grundfläche gegenüber der Anströmrichtung gedreht wurde, sodass sich verschiedene Pfeilwinkel für den Spoiler ergaben. Das Zusammenwirken der Einflussgebiete vor und hinter dem Spoiler ergab stets geringe resultierende Normalkräfte oder führte zur Normalkraftumkehr. Günstige Werte kann der gepfeilte feste Spoiler nur in der Endlage liefern. Die erzielbare Steuerwirkung ist bei dieser Anordnung jedoch stark von der Gesamtanordnung abhängig.

Das Strömungsfeld auf der Grundfläche des gewählten Modells konnte mit einem Ölfilmverfahren sichtbar gemacht werden (Fig. 10). Dabei zeigt sich deutlich das weitreichende Einflussgebiet der Spoiler.

Die Messergebnisse für Auftriebs-, Widerstands- und Momentenbeiwerte mit zwei verschiedenen Spoilerhöhen sowie ohne Spoiler sind für $M = 1.83$ in Fig. 11 dargestellt. Durch Differenzbildung und Umrechnung auf die Spoilerfläche als

Bezugsfläche ergaben sich die Δc_n und Δc_l -Werte, die für $\alpha = 0$ und $M = 1.57$ bis 2.21 in Fig. 12 dargestellt sind. Infolge des grossen Einflussgebietes und der Beeinflussung der seitlichen Flügelumströmung liegen die Δc_n -Werte wesentlich über den Werten, die mit festen, geraden Spoilern erreicht werden können. Da ferner der Widerstand wesentlich durch den schrägen Verdichtungsstoss an der

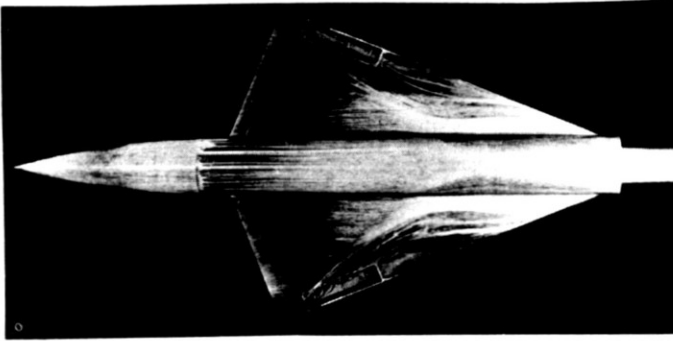


Fig. 10. Ölfilm bild des Modells mit Spoilern in Pfeilstellung.

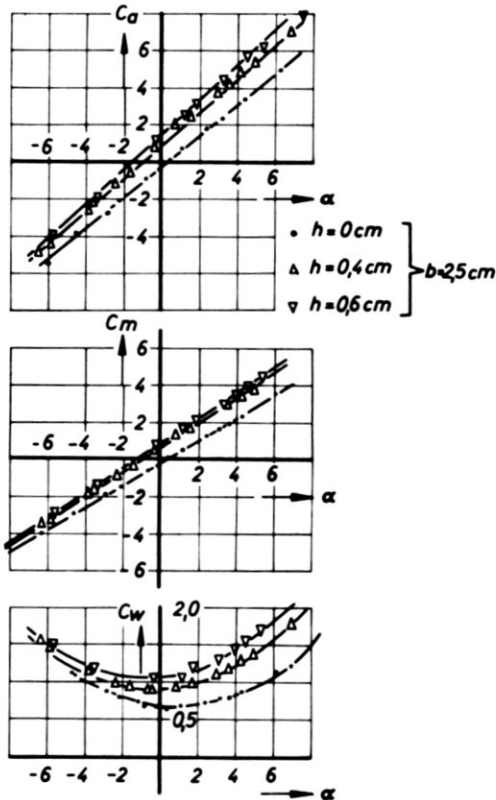


Fig. 11. Spoiler in Pfeilstellung. $M = 1.83$.

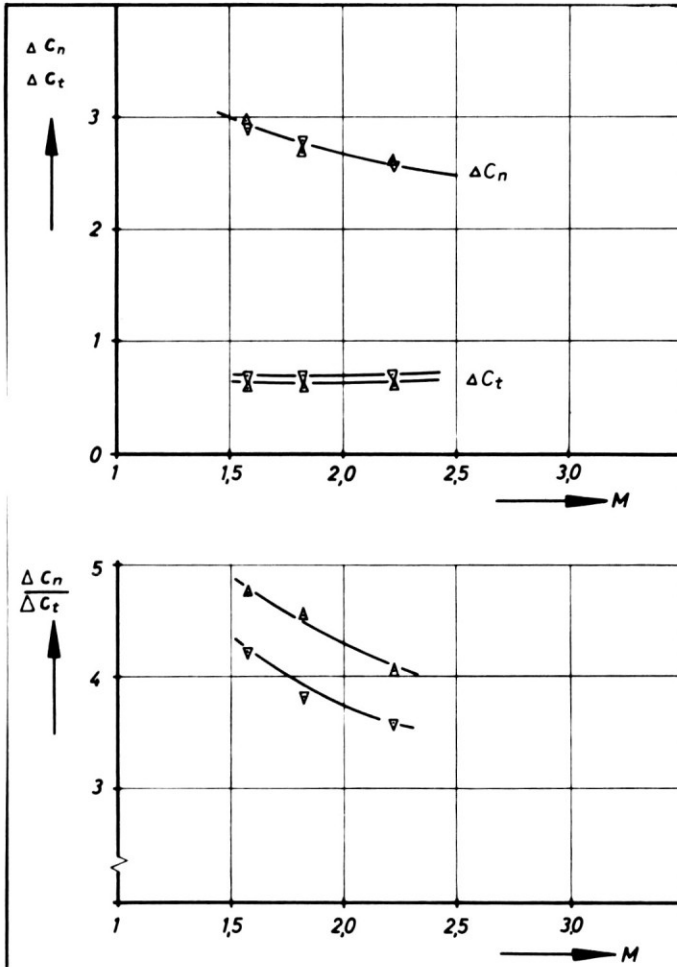


Fig. 12. Spoiler in Pfeilstellung. $\alpha = 0^\circ$, $\vartheta = 22^\circ$; $\Delta h = 0.4$ cm, $b = 2.5$ cm; $\Delta h = 0.6$ cm, $b = 2.5$ cm.

Spoilervorderkante bestimmt wird, ergibt sich für eine gewählte Anordnung ein Verhältnis $\Delta c_n/\Delta c_t$, das etwa doppelt so hoch liegt wie für den geraden Spoiler.

Ein direkter Vergleich mit den von Lord und Czarnecki ausgeführten Druckverteilungsmessungen ist nicht möglich, da der Einfluss eines schrägen Endspoilers auf die seitliche Flügelumströmung nicht erfasst wird.

Folgerung: Der Spoiler in Pfeilstellung kann in speziellen Anordnungen sehr günstige Steuerwirkungen ergeben.

DER STRAHLSPOILER

Der Strahlspoiler ist eine Steuerung, die sowohl in der Atmosphäre wie auch ausserhalb der Atmosphäre aktionsfähig ist. Die Verwendung einer solchen Steuerung für Flugkörper, die die Erdatmosphäre verlassen und auch ausserhalb der Atmosphäre noch operieren müssen, ist also naheliegend.

Während im luftleeren Raum die Steuerwirkung leicht zu berechnen ist, ergeben sich innerhalb der Atmosphäre durch Interferenzwirkungen des Steuerstrahles mit der Aussenströmung zusätzliche Steuerkräfte, die rechnerisch kaum zu erfassen sind. Bei zweckmässiger Anordnung addieren sich die Steuerkräfte durch Reaktions- und Interferenzwirkung. Der einfache Aufbau des Strahlspoilers hat Vorteile gegenüber Klappensteuerungen und festen Spoilern. Komplizierte Steuermechanismen, deren Unterbringung an schlanken Überschallprofilen ohnehin problematisch ist, werden durch einen einfachen Druckkanal in Verbindung mit einem Magnetventil ersetzt; an die Stelle der Klappe oder des festen Spoilers treten Steuerschlitze bzw. eine Reihe von Öffnungen mit Kreisquerschnitt.

Die für den Strahlspoilernotwendige Steuerluft kann bei Strahlantrieben aus der Brennkammer oder durch einen speziellen Einlassdiffusor aus der Atmosphäre entnommen werden. Unter Umständen ist die Mitführung hochkomprimierter oder verflüssigter Gase notwendig.

STRAHLAUSTRITT MIT SCHALLGESCHWINDIGKEIT SENKRECHT ZUR GRUNDPLATTE

Ein typisches Strömungsbild für einen Strahlspoilern bei senkrecht aus der Grundplatte austretendem Steuerstrahl zeigt Fig. 13. Strömungsbild und Druckverteilung sind ähnlich denen des festen Spoilers. Der Einfluss der Spoilerhöhe wird hier ersetzt durch den Einfluss des Steuerdruckverhältnisses p_{0i}/p_{∞} .

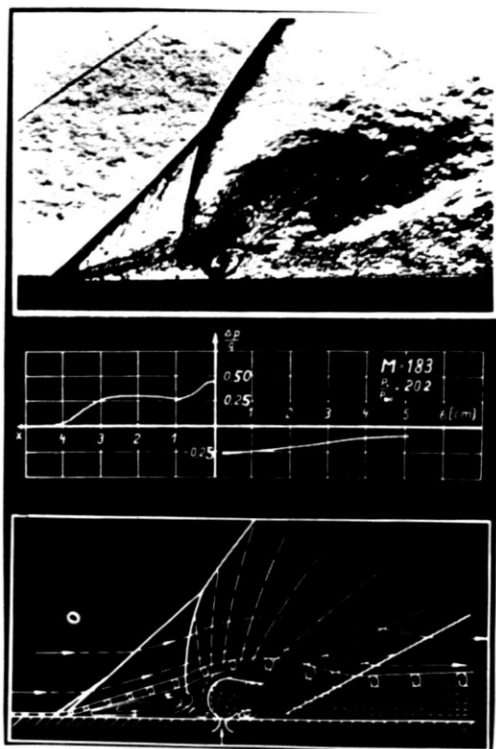


Fig. 13. Strömungsfeld des Strahlspoilers.

Bei den hier untersuchten Anordnungen ist der Verdichtungsstoss, der beim festen Spoiler als "Kopfwelle" bezeichnet wurde, im allgemeinen stärker ausgebildet, was in der Druckverteilung zu einem höheren zweiten Spitzendruck führt (Fig. 14). Der Steuerstrahl wird nach einer deutlichen Überexpansion schnell in Strömungsrichtung abgelenkt. Eine "Schwanzwelle" richtet ähnlich wie beim festen Spoiler die Hauptströmung und hier auch einen Teil der Steuerluft wieder parallel zur Platte.

Durch Integration der Druckkräfte im Vorfeld wurden ähnlich wie beim festen Spoiler maximale Normalkraftwirkungen eines Strahlspoilers am Platten- oder Profilde ermittelt, wobei vorausgesetzt wurde, dass die Druckverteilung im Vorfeld weitgehend unabhängig ist von der Plattenlänge stromab vom Steuer-schlitz. Diese Voraussetzung wird zur Zeit noch überprüft.

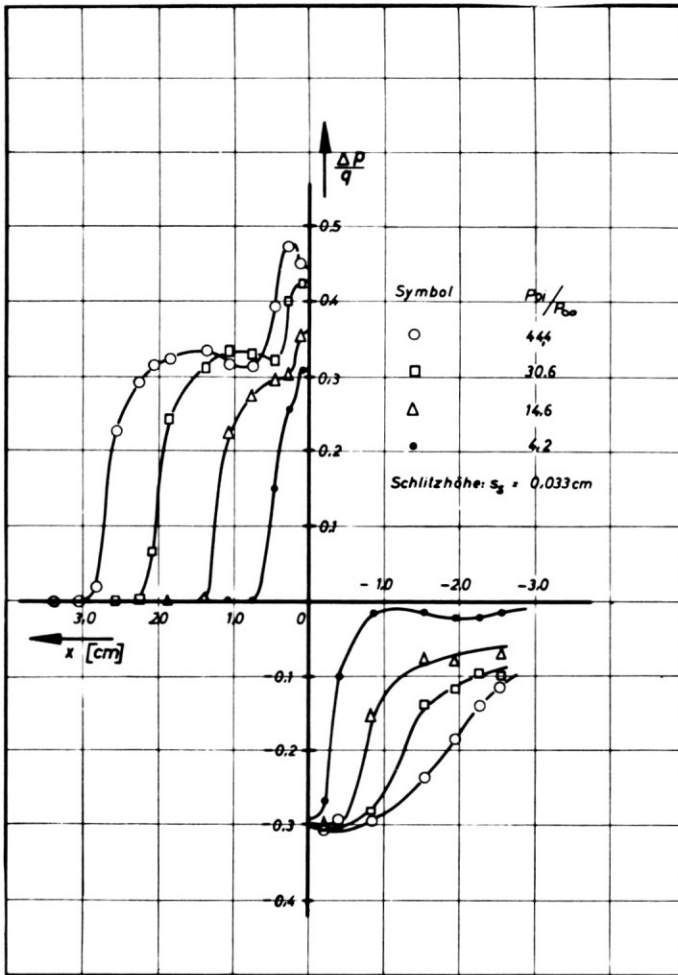


Fig. 14. Strahlspoiler. $M = 1.83$.

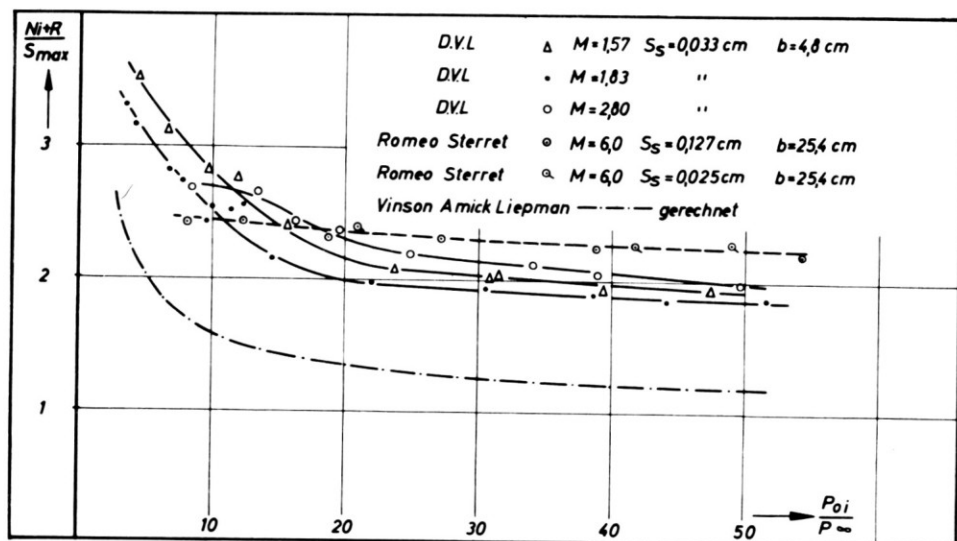


Fig. 15. Strahlspoiler.

Die so bestimmte Normalkraft N_i kann nun ins Verhältnis gesetzt werden zur Normalkraftwirkung N_v bei Expansion des Steuerstrahles in ein Vakuum, oder man errechnet die gesamte Normalkraftwirkung $N_i + R$ und nimmt als Vergleichsgrösse den maximal möglichen Schub S_{max} in einer theoretischen idealen Düse, der als Vortrieb nutzbar gemacht werden könnte. Das Verhältnis $\frac{N_i + R}{S_{max}}$ hat den Vorteil, dass es als Bezugsgrösse beim Vergleich mit anderen Steuerungen dienen kann.

In Fig. 15 ist der Beiwert $\frac{N_i + R}{S_{max}}$ in Abhängigkeit von dem Steuerdruckverhältnis und der Machzahl dargestellt. Mit steigendem Steuerdruckverhältnis zeigt sich eine fallende Tendenz des Beiwertes, d.h. die Steuerwirkung nimmt nicht proportional dem Steuerdruckverhältnis zu. Bei Werten $p_{oi}/p_{\infty} > 20$ wird die durch den Strahlspoiler erreichbare Steuerkraft gegenüber der in einer idealen Düse maximal erreichbaren Reaktionskraft etwa verdoppelt. Bei $p_{oi}/p_{\infty} < 20$ können insbesondere bei niedrigen Machzahlen wesentlich günstigere Werte erreicht werden. Die Messwerte von Romeo und Sterret²⁹ entsprechen bei Beachtung des Machzahleinflusses den eigenen Messungen. Für Steuerdruckverhältnisse $p_{oi}/p_{\infty} = 200$ bis 400 und sehr enge Steuerschlitze fanden Romeo und Sterret Werte von $\frac{N_i + R}{S_{max}} > 10$.

Die Ergebnisse einer vereinfachten Theorie von Vinson, Amick und Liepman²⁵ sind ebenfalls in Fig. 15 eingetragen. Diese Rechenwerte liegen wesentlich unter den experimentellen Ergebnissen, obwohl sie dem Verlauf der Messwerte entsprechen. Die grossen Abweichungen ergeben sich insbesondere aus der Vernachlässigung der starken Überexpansion des Steuerstrahles.

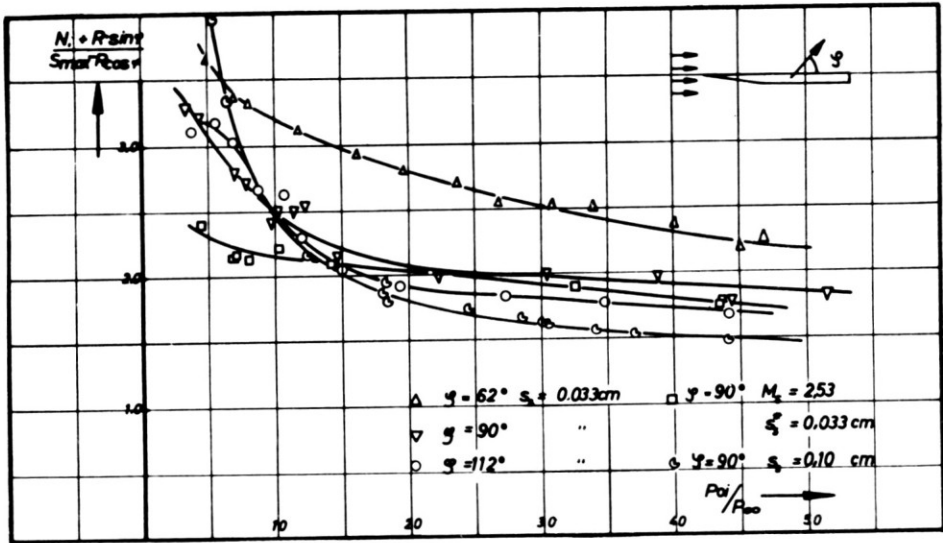
Fig. 16. Strahlspoiler. $M = 1.83$.

Figure 16 enthält die Ergebnisse für verschiedene Steuerschlitzausführungen und Anordnungen bei $M = 1.83$. In dieser Darstellung sind Versuchsergebnisse für Steuerschlitztiefen von $s_s = 0.033 \text{ cm}$ und $s_s = 0.10 \text{ cm}$ enthalten. Es zeigt sich, dass bei grösseren Steuerdruckverhältnissen engere Steuerschlitze wesentlich günstiger sind. Es sei darauf hingewiesen, dass bei engeren Steuerschlitzen das Seitenverhältnis b/s_s grösser wird und damit dreidimensionale Effekte eine geringere Rolle spielen.

SENKRECHTER STRAHLAUSTRITT MIT ÜBERSCHALLGESCHWINDIGKEIT

Für Reaktionssteuerungen liegt es nahe, die Strahlreaktion R durch eine Erweiterung des Steuerschlitzes zu vergrössern. Versuche in dieser Richtung mit einem Überschallsteuerschlitz der Machzahl $M_s = 2.53$ ($\alpha = 90^\circ$) zeigten jedoch (Fig. 16), dass insbesondere bei Druckverhältnissen $p_{0i}/p_\infty < 10$ die Normalkraft N_i so zurückgeht, dass die Gesamtwirkung $N_i + R$ deutlich kleiner wird. Bei höheren Druckverhältnissen ist der Unterschied gegenüber dem nicht erweiterten Schlitz mit Schallaustritt geringfügig. Die kräftige Nachexpansion des mit Schallgeschwindigkeit und Überdruck austretenden Steuerstrahles wirkt vergrössernd auf N_i , indem insbesondere die Kopfwellen weiter stromauf verlagert werden und grössere zweite Druckspitzen auftreten.

GENEIGTER STRAHLAUSTRITT MIT SCHALLGESCHWINDIGKEIT

Durch eine Neigung des Strahles gegen die Anströmung ist eine Vergrösserung der Normalkraft N_i zu erwarten, wobei jedoch eine negative Schubkomponente der Strahlreaktion auftritt. Durch eine Neigung in Strömungsrichtung kann umgekehrt eine Verkleinerung von N_i bei positiver Schubkomponente bewirkt werden.

Figure 17 zeigt eine Gegenüberstellung von Schlierenbildern, die bei angenähert gleichem Steuerdruckverhältnis das Strömungsbild für verschiedene Strahlneigungen wiedergeben. Druckverteilungen für geneigte Steuerstrahlen enthält Fig. 19. Der Effekt der Strahlneigung gegen die Strömungsrichtung ist besonders augenfällig infolge einer deutlichen stromauf Verlagerung des Ablösungspunktes der Grenzschicht. Auch der erste und der zweite Spitzendruck werden erhöht. Bei der geringen Neigung von nur 22° gegen die Senkrechte ist die Wirkung überraschend gross. Der Effekt der Neigung in Strömungsrichtung

ist wie erwartet gegenteilig. Bildet man jedoch das Verhältnis $\frac{N_i + R \sin \varphi}{S_{\max} - R \cos \varphi}$ das für den geneigten Spoiler die Normalkraftwirkung im Verhältnis zum möglichen Schubverlust wiedergibt, so kommt der scheinbare Vorteil des Spoilers mit $\varphi = 112^\circ$ nicht zur Geltung (Fig. 16), während der Strahlspoiler mit $\varphi = 62^\circ$ deutlich über allen anderen Schlitzanordnungen liegt.

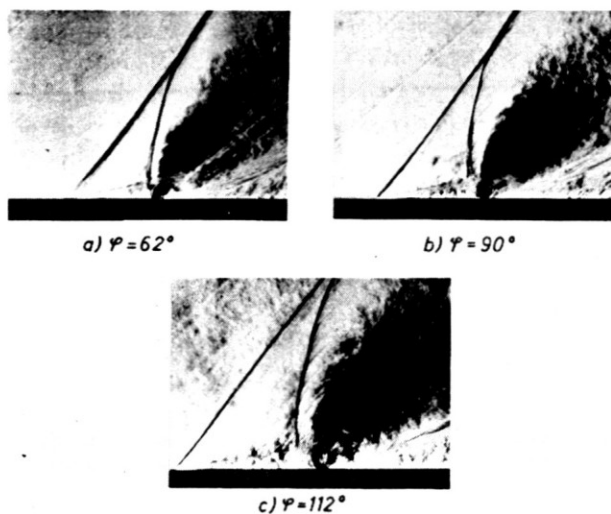


Fig. 17. Strahlspoiler. $M = 1.83$. Einfluss der Strahlneigung, $p_{oi}/p_\infty \approx 32$.

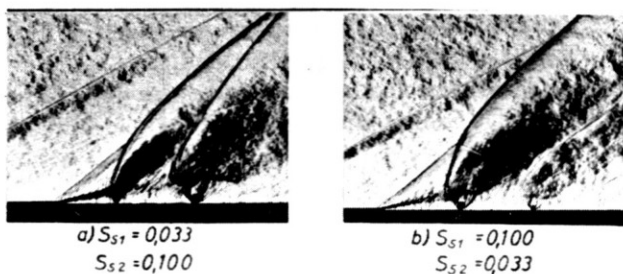
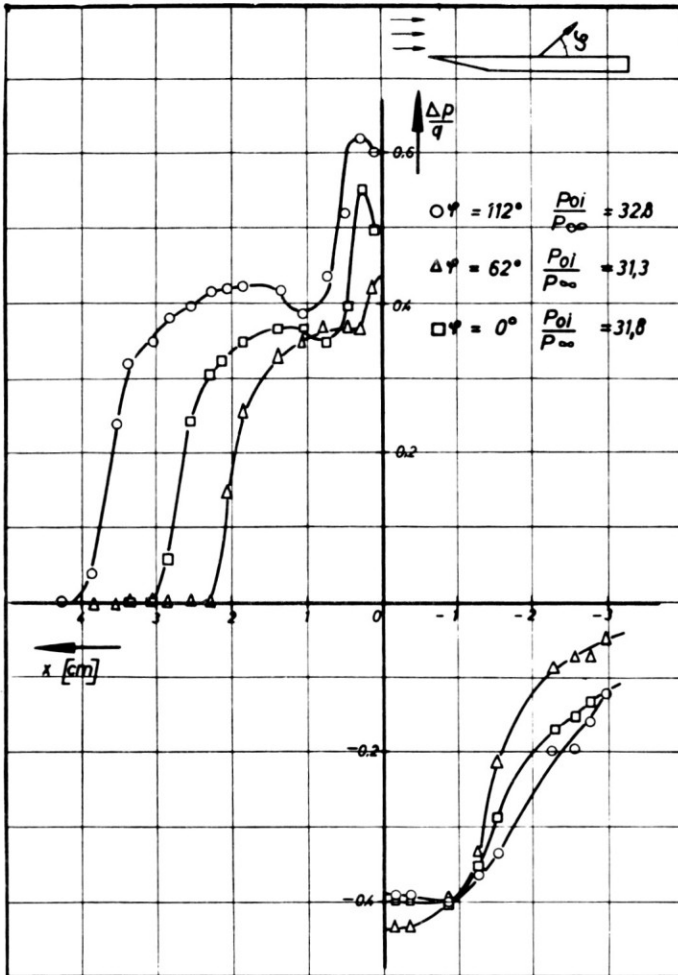


Fig. 18. Strahlspoiler. $M = 2.21$. Doppelter Strahlaustritt $p_{oi}/p_\infty \approx 36$.

Fig. 19. Strahlspoiler. $M = 1.57$.

STRAHLSPOILER MIT DOPPELTEM STRAHLAUSTRITT

Ferner wurde ein doppelter Strahlaustritt untersucht, für den die Schlierenbilder in Fig. 18 und die zugeordneten Druckverteilungen in Fig. 20 bei einem Druckverhältnis $p_{01}/p_\infty = 36.6$ wiedergegeben sind.

Liegt der grössere Schlitz stromauf, so ist der kleinere weitgehend wirkungslos. Ist umgekehrt der grössere Schlitz stromab angeordnet, so wird im Zwischenfeld eine Überdruckfläche erzeugt, die insgesamt eine grössere Normalkraft N_i bewirkt. Die Druckverteilungen wurden jeweils bis zum stromab liegenden Schlitz integriert.

Aus Fig. 20 ist zu erkennen, dass die letztere Anordnung zwar günstiger ist, dass jedoch im Vergleich mit einem Einzelschlitz von 0.10 cm Tiefe beide Doppelschlitzanordnungen zurückfallen. Streng genommen müsste der Vergleich mit einem Schlitz der Tiefe 0.133 cm durchgeführt werden. Die Ergebnisse

lassen jedoch die Folgerung zu, dass mit einem Doppelschlitz sicher keine grösseren Normalkraftwirkungen erzielt werden können als mit einem Einzelschlitz, dessen Tiefe gleich der Summe der Tiefen der Teilschlitze ist.

ZUSAMMENFASSUNG

Verschiedene Spoileranordnungen des festen Spoilers und des Strahlspoilers wurden im Überschallbereich bis zur Machzahl $M = 2.8$ experimentell untersucht und hinsichtlich ihrer Normalkraftwirkung untereinander verglichen. Ferner wurde die Normalkraftwirkung zum zusätzlichen Widerstand bzw. zum Schubverlust ins Verhältnis gesetzt, wodurch ein für den Vergleich wichtiger Kennwert bestimmt wird. Diese Kennwerte sind für verschiedene Spoilerarten in Fig. 22 zusammengestellt.

Im einzelnen ergaben sich die nachstehenden Folgerungen:

- Geschlitzter Spoiler*: Die Normalkraftwirkung lässt sich gegenüber einem festen Spoiler gleicher Fläche erheblich steigern. Bei den gewählten Abmessungen konnte etwa eine Verdoppelung des Normalkraftbeiwertes erreicht werden. Die optimalen Werte ergaben sich bei $s/h \approx 2$ und einem Abstand des geschlitzten Spoilers von der Grundplattenhinterkante $a/(h + s) \approx 0.8$. Das Verhältnis c_n/c_t liegt jedoch wegen des ebenfalls zunehmenden Widerstandes ungünstiger als beim festen Spoiler.
- Spoiler in Pfeilstellung*: Die erreichbare Steuerwirkung ist stark von der Modellform abhängig. Durch geeignete Anordnung können ein grosser Spoilereinflussbereich auf der Grundfläche und eine Reduktion des Zusatzwiderstandes erreicht werden. Damit ergeben sich günstige Verhältniszahlen c_n/c_t , die bei den ausgeführten Messungen im Mittel doppelt so hoch liegen wie für den festen, geraden Spoiler.

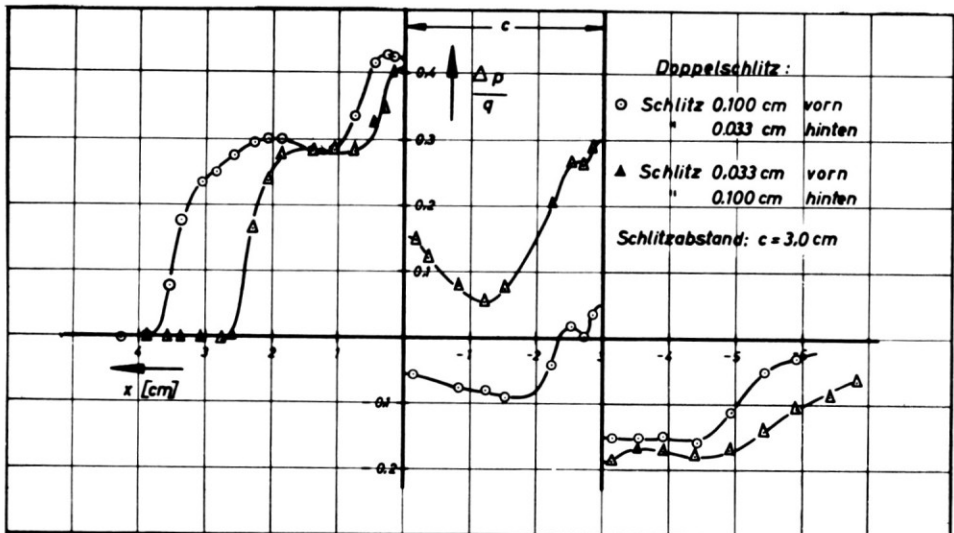


Fig. 20. Strahlspoiler. $M = 2.21$. $p_{0i}/p_{\infty} = 36.6$.

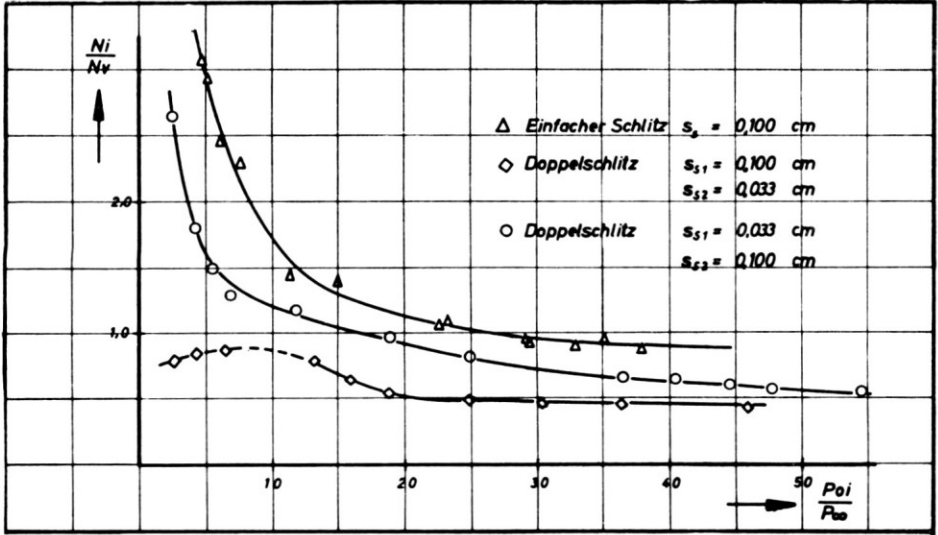


Fig. 21. Strahlspoiler. $M = 2.21$. $\delta = 90^\circ$; $c = 3.0$ cm.

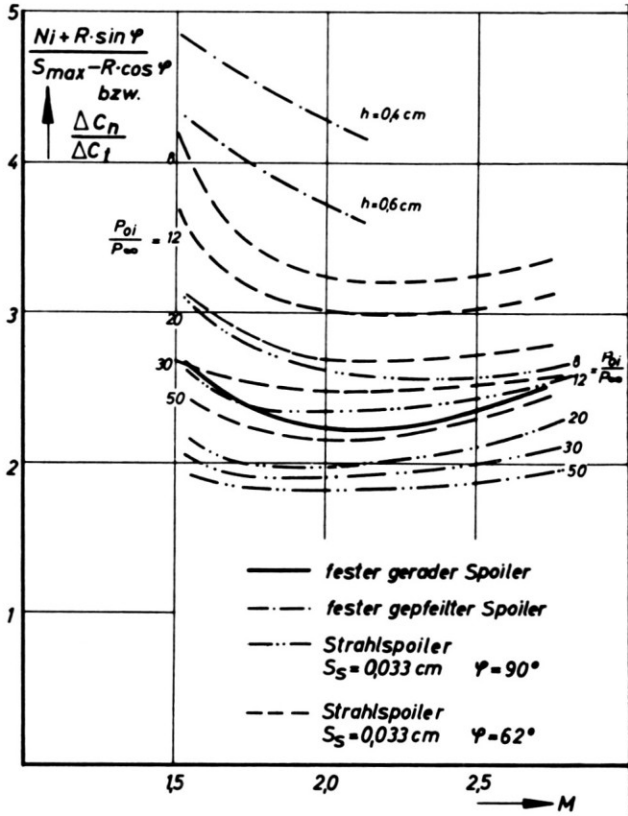


Fig. 22. Vergleich der Spoileranordnungen.

- (c) *Strahlspoiler*: Im Bereich der Atmosphäre wird die Normalkraftwirkung durch Strahlreaktion infolge Interferenzkräfte beträchtlich gesteigert, so dass die gesamte Steuerwirkung das 2 bis 3 Fache der Strahlreaktion ausmacht. Eine weitere Steigerung durch verstärkte Interferenzkräfte ergibt sich durch Neigung des Strahles gegen die Anströmrichtung.

Die Kennwerte für die Strahlspoilerwirkung liegen bei höheren Steuerdrücken für schmale Schlitzte deutlich günstiger als für breitere. Eine Erweiterung des Steuerschlitzes zur Überschallexpansion ergab bei senkrechtem Strahlaustritt keine günstigeren Steuerwirkungen. Ein doppelter Strahlaustritt erwies sich gleichfalls als ungünstig.

Für das Verhältnis von Steuerkraft zum Schubverlust ergibt der in Strömungsrichtung geneigte Strahlspoiler die günstigsten Werte.

Der Vergleich mit dem festen Spoiler zeigt, dass der Strahlspoiler mit senkrechtem Strahlaustritt insbesondere für Steuerdruckverhältnisse $p_{oi}/p_{\infty} < 12$ und bei Neigung des Steuerstrahles in Strömungsrichtung im Bereich bis zu $p_{oi}/p_{\infty} < 30$ überlegen ist.

LITERATUR

1. Bogdonoff, S. M., and A. H. Solarski, "A Preliminary Investigation of a Shock Wave Turbulent Boundary-layer Interaction," Princeton University, *Aero-Eng. Rep. 184*, 1951.
2. Vas, I. E., and S. M. Bogdonoff, "Interaction of a Turbulent Boundary Layer with a Step at $M = 3.85$," *AFOSR. Rep. 295*, TN 55-200, 1955.
3. Bogdonoff, S. M., and C. E. Kepler, "Separation of a Supersonic Turbulent Boundary Layer," *J. Aeronaut. Sci.*, vol. 22, 1955, pp. 414-424.
4. Crocco, L., and L. Lees, "A Mixing Theory for the Interaction Between Dissipative Flows and Nearly Isentropic Streams," *J. Aeronaut. Sci.*, vol. 19, 1952, pp. 649-676.
5. Crocco, L., and R. Probstein, "The Peak Pressure Rise Across an Oblique Shock Emerging from a Turbulent Boundary Layer Over a Plane Surface," Princeton University, *Aero-Eng. Rep. 254*, 1954.
6. Gadd, G. E., "Interactions Between Wholly Laminar or Wholly Turbulent Boundary Layers and Shock Waves Strong Enough to Cause Separation," *J. Aeronaut. Sci.*, vol. 20, 1953, pp. 729-739.
7. Drougge, G., "An Experimental Investigation of the Influence of Strong Adverse Pressure Gradients on Turbulent Boundary Layers at Supersonic Speeds," Aeronautical Research Institute of Sweden, Report 46, 1953.
8. Lange, R. H., "Present Status of Information Relative to the Prediction of Shock-induced Boundary-layer Separation," *NACA TN 3065*, 1954.
9. Seibold, W., "Theoretische Abschätzung der Spoilerwirkung im Überschallbereich," *Jahrbuch 1955 der WGL*, pp. 192-202.
10. Naumann, A., "Diskussionsbeitrag zu 9," *Jahrbuch 1955 der WGL*, pp. 203-204.
11. Schuh, H., "On Determining Turbulent Boundary-layer Separation in Incompressible and Compressible Flow," *J. Aeronaut. Sci.*, vol. 22, 1955, pp. 343-345.
12. Lord, D. R., and K. R. Czarnecki, "Aerodynamic Loadings Associated with Swept and Unswept Spoilers on a Flat Plate at Mach Numbers of 1.61 and 2.01," *NACA RM L 55 L 12*, March 1956.
13. Lowry, J. G., "Recent Control Studies," *NACA RM L 55 L 22a*, 1956.
14. Gadd, G. E., "Interactions Between Shock Waves and Boundary Layers," *IUTAM-Symposium Freiburg/Br. 1957* (Grenzschichtforschung—Boundary layer research).
15. Mueller, J. N., "Investigation of Spoilers at a Mach Number of 1.93 to Determine the Effects of Height and Chordwise Location on the Section Aerodynamic Characteristics of a Two-dimensional Wing," *NACA TN 4180*, 1958.

16. Chapman, D. R., D. M. Kuehn, and H. K. Larson, "Investigation of Separated Flows in Supersonic and Subsonic Streams with Emphasis on the Effect of Transition," *NACA Rep. 1356*, 1958.
17. Hakkinen, R. J., I. Greber, L. Trilling, and S. S. Abarbanel, "The Interaction of an Oblique Shock Wave with Laminar Boundary Layer," *NASA Memo 2-18-59 W*.
18. Landrum, E. J., and K. R. Czarnecki, "Pressure Distributions and Aerodynamic Characteristics of Several Spoiler Controls on a 40° Sweptback Wing at a Mach Number of 1.61," *NASA TN D-236*, 1960.
19. Schult, E. D., "Free-flight Investigation at Mach Numbers Between 0.5 and 1.7 of the Zero-lift Rolling Effectiveness and Drag of Various Surface Spoilers and Jet Controls on an 80° Delta-wing Missile," *NASA TN D-205*, 1960.
20. Sterret, J. R., and J. C. Emery, "Extension of Boundary-layer-separation Criteria to a Mach Number of 6.5 by Utilizing Flat Plates with Forward-facing Steps," *NASA TN D-618*, 1960.
21. Heyser, A., and F. Maurer, "Messungen zur Wirkung schräg angestellter Spoiler an einem Flügelmodell im Überschallbereich," *Bericht: DVL—Bölkow-Entwicklungen*, September 1960 (unveröffentlicht).
22. Heyser, A., F. Maurer, and E. Stanewsky, "Druckverteilungsmessungen an geschlitzten Spoilern im hohen Unterschall- und Überschallbereich," *Bericht: DVL—Bölkow-Entwicklungen*, August 1960 (unveröffentlicht).
23. Morokovin, M. V., C. A. Pierce, and C. E. Craven, "Interaction of a Side Jet with a Supersonic Main Stream," University of Michigan, *Eng. Res. Bull. Nr. 35*, 1952.
24. Lord, D. R., "Aerodynamic Characteristics of Several Jet-spoiler Controls on a 45° Sweptback Wing at Mach Numbers of 1.61 and 2.01," *NACA RM L 58 D 18*, June 1958.
25. Vinson, P. W., J. L. Amick, and H. P. Liepman, "Interaction Effects Produced by Jet Exhausting Laterally Near Base of Ogive-cylinder Model in Supersonic Main Stream," *NASA Memo 12-5-58 W*, 1959.
26. Ferrari, C., "Interference Between a Jet Issuing Laterally from a Body and the Enveloping Supersonic Stream," The Johns Hopkins University, *Bumblebee Rep. No. 286*, 1959.
27. Amick, J. L., and P. B. Hays, "Interaction Effects of Side Jets Issuing from Flat Plates and Cylinders Aligned with a Supersonic Stream," *WADD Technical Report 60-329*.
28. Janos, J. J., "Loads Induced on a Flat-plate Wing by an Air Jet Exhausting Perpendicularly through the Wing and Normal to a Free Stream Flow of Mach Number 2.0," *NASA TN-D-649*, 1961.
29. Romeo, D. J., and J. R. Sterrett, "Aerodynamic Interaction Effects ahead of a Sonic Jet Exhausting Perpendicularly from a Flat Plate into a Mach Number 6 Free Stream," *NASA TN D-743*, 1961.
30. Cubbison, R. W., B. H. Anderson, and J. J. Ward, "Surface Pressure Distributions with a Sonic Jet Normal to Adjacent Flat Surfaces at Mach 2.92 to 6.4," *NASA TN D-580*, February 1961.
31. Knoche, H. G., "Spoiler im Überschall," *Jahrbuch der WGL*, 1961.
32. Heyser, A., and F. Maurer, "Experimentelle Untersuchungen an festen Spoilern und Strahlspoilern bei Machschen Zahlen von 0.6 bis 2.8," *Zeitschrift für Flugwissenschaften*, 10 Jahrg., April/Mai 1962.
33. Schult, E. D., "Free-flight Investigation at Mach Numbers Between 0.5 and 1.7 of the Zero-lift Rolling Effectiveness and Drag of Various Surface Spoilers and Jet Controls on an 80° Delta-wing Missile," *NASA TN D-205*, 1960.
34. Griffith, W., "Shock-tube Studies of Transonic Flow over Wedge Profiles," *J. Aeronaut. Sci.*, vol. 19, 1952, pp. 249-257.
35. Naumann, A., A. Heyser, and W. Trommsdorff, "Der Überdruck-Windkanal in Aachen," *DVL-Bericht Nr. 41, Jahrbuch 1957 der WGL*, pp. 33-45.
36. Knoche, H. G., "Spoiler im Überschall," *Bölkow-Berichte*, 1962; Teil I, FM-A-137; Teil II, FM-A-138.

DISCUSSION

Authors: A. Heyser, H. G. Knoche, and F. Maurer

Discussor: H. H. Pearcey, National Physical Laboratory

I should like first to congratulate Dr. Heyser and his colleagues on this comprehensive presentation of detailed pressure distributions and other details for various types of spoiler; it should be of great value to aircraft designers.

In view of the shortage of time, I will content myself with two brief questions.

Firstly, for the work on flat plates, was the normal force obtained by integration of the surface pressures? If so, were the pressures in the unfavorable (from the point of view of spoiler effectiveness in supersonic flow) downstream expansion taken into account, or was it assumed that the spoiler would be located at the trailing edge of the wing in order to exploit the full effect of the favorable upstream compression without detriment from the expansion? This might be very important in design considerations when it is not always possible to place the spoiler in the optimum position. Consideration of the expansion might then also influence the comparison between solid and air-jet spoilers. Again, in the calculation of drag, I assume that only the pressure difference across the spoiler has been taken into account. On a surface that is not parallel to the free-stream, the upstream compressions and downstream expansions would also contribute to the drag of the system.

Secondly, for the wing on which the spoiler was placed on a highly swept trailing edge, were the forces measured by balance or were they again obtained from integration of the upstream compressive effect only? If, as I suspect, the former was the case, then some of the increase in normal force over that observed for the corresponding unswept spoiler might well have resulted from an effect on the overall circulation. I believe that I am correct in thinking that this trailing edge was subsonic for at least part of the range of Mach numbers covered, in which case the low-pressure behind the spoiler would affect the lower surface and circulation. This would augment the normal-force contribution due to the upstream effect, and leave some ambiguity as to how much of the increase was due to an increase in the local upstream effect and how much was due to the overall circulation effect. The latter effect would not, of course, be present for a supersonic trailing edge because the low pressure behind the spoiler on the upper surface would be balanced by a centered expansion on the lower side of the trailing edge; the ambiguity would then disappear.

Authors' reply to discussion:

Die durch die Spoiler bewirkte Normalkraft wurde bei den angeführten Versuchen für den Spoiler in Pfeilstellung durch Kraftmessungen für alle anderen Spoilerarten aus Druckverteilungsmessungen bestimmt. Die Angaben hierüber sind im gedruckten Text gemacht. Die angegebenen Beiwerte beziehen sich dabei jeweils auf die optimale Spoilerstellung, bei der nur das Überdruckgebiet zur Auswirkung kommt. Diese Spoilerstellung ist für den festen Spoiler und den Strahlspoiler die Endlage an der Abströmkante. Für den geschlitzten Spoiler ist diese Stellung nicht

mehr die Endlage, sondern von Spoiler- und Schlitzhöhe abhängig. Die angegebenen Beiwerte gelten also für optimale Stellungen. Für andere Stellungen kann der Einfluss des Unterdruckgebietes hinter dem Spoiler auf die Normalkraft aus den Druckverteilungskurven entnommen werden. Dabei müssten allerdings die Hinterkanteneinflüsse bei der jeweiligen Spoilerstellung berücksichtigt werden. Versuche zur Bestimmung dieses Einflusses sind in Vorbereitung.

Der Zusatzwiderstand des Spoilers wurde für alle geraden, festen Spoiler durch Kraftmessungen am Spoiler selbst bestimmt.

Bei der Berechnung des Spoilerzusatzwiderstandes ist versucht worden, die Druckdifferenzen über dem Spoiler abzuschätzen. Eine Neigung der Grundfläche ist darin nicht enthalten.

Bei den Untersuchungen am Spoiler in Pfeilstellung wurden durch die Kraftmessungen die Gesamtwirkung der Spoiler erfasst. Eine Aufteilung der Kraftwirkung auf örtliche Druckänderungen und Zirkulationsbeeinflussungen lässt sich aus diesen Versuchen nicht entnehmen. Die Abströmante an der die Spoiler angebracht sind, ist eine Unterschallkante, so dass eine Beeinflussung der Zirkulation sicher vorliegt.

Vielen Dank, Herr Pearcey, für Ihre interessanten Bemerkungen.