

INSTITUT FÜR DEN WISSENSCHAFTLICHEN FILM

Wissenschaftlicher Film C 703/1956

Aus dem Institut für Aerodynamik
der Deutschen Forschungsanstalt für Luftfahrt (DFL), Braunschweig
(Prof. Dr. H. SCHLICHTING)

Das Strömungsfeld hinter Delta- und Pfeilflügeln
(Modellversuche)

Von
Dipl.-Math. K. GERSTEN

Mit 5 Abbildungen

GÖTTINGEN 1956

Aus dem Institut für Aerodynamik
der Deutschen Forschungsanstalt für Luftfahrt (DFL), Braunschweig
(Prof. Dr. H. SCHLICHTING)

Das Strömungsfeld hinter Delta- und Pfeilflügeln (Modellversuche)

Von Dipl.-Math. K. GERSTEN

Im Windkanal wurde das Strömungsfeld hinter Delta- und Pfeilflügelmodellen mittels der Fadengittermethode untersucht. Hinter den Modellen war ein Drahtmaschengitter angebracht, an dem zahlreiche, über der ganzen Gitterebene verteilte Fäden befestigt waren, die sich leicht in die jeweilige Strömungsrichtung einstellen. Die Filmaufnahmen an diesem Fadengitter liefern einen sehr anschaulichen Eindruck von den Strömungsvorgängen hinter den Flügeln und zeigen auch die Veränderungen des Strömungsfeldes bei Bewegung der Modelle. Der Einfluß der vier Parameter Seitenverhältnis der Flügel, Anstellwinkel, Schiebewinkel und Abstand der Meßebeane vom Tragflügel wurde sowohl für Deltaflügel als auch für Pfeilflügel untersucht.

I. Allgemeine Vorbemerkungen

Die für die Steuerung und die aerodynamische Stabilität eines Flugzeuges wichtigen Höhen- und Seitenleitwerke liegen im Einflußbereich des Tragflügels. Um die Wirkung der Leitwerke bestimmen zu können, muß man das Strömungsfeld hinter den Tragflügeln kennen, um daraus die Beeinflussung von Tragflügel und Leitwerken zu ermitteln. Befindet sich ein Tragflügel in einem gleichförmigen Luftstrom, so bleibt die Strömung hinter dem Flügel nicht ungestört, sondern infolge Verdrängung und Ablenkung der Strömung durch den Flügel wird in jedem Punkt des Feldes Richtung und Größe der Geschwindigkeit verändert. Diese Veränderung hängt außer von der Fluglage entscheidend von der Flügelgeometrie ab.

Die vorliegenden Filmaufnahmen wurden an Modellen von Deltaflügeln und Pfeilflügeln durchgeführt, wie sie bei modernen Flugzeug-

typen Verwendung finden. In Abb. 1 sind die Grundrisse der vier untersuchten Tragflügel dargestellt. Alle Modelle hatten die gleiche Grundrißfläche F und unterschieden sich nur durch die Spannweiten b bzw. die Seitenverhältnisse $\Lambda = b^2/F$. Die angegebenen Seitenverhältnisse Λ^* beziehen sich bei den Deltaflügeln auf die zu einem Dreieck ergänzten

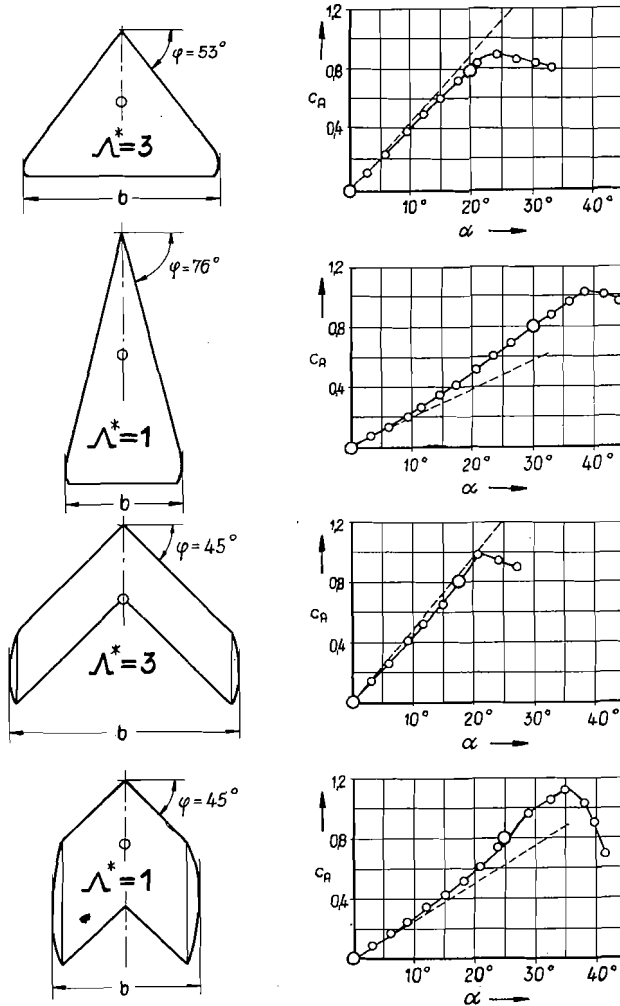


Abb. 1. Übersicht über die untersuchten Delta- und Pfeilflügel

φ : Pfeilwinkel, b : Spannweite, $\Lambda = b^2/F$: Seitenverhältnis,

Λ^* : theoretisches Seitenverhältnis (siehe Text)

Abhängigkeit des Auftriebsbeiwertes c_A vom Anstellwinkel α bei symmetrischer Anströmung (nach TRUCKENBRODT [4])

..... Messung, - - - - - Theorie

Flächen und bei den Pfeilflügeln auf Flächen ohne die seitlichen Ab-
 rundungen¹⁾. GRONAU [2] und TRUCKENBRODT [4] haben für die vor-
 liegenden Flügel Kraftmessungen und auch theoretische Auftriebs-
 rechnungen durchgeführt. In Abb. 1 sind von diesen Ergebnissen die
 Auftriebsbeiwerte in Abhängigkeit vom Anstellwinkel α bei symmetri-
 scher Anströmung wiedergegeben. Bedeutet A die Auftriebskraft am
 Flügel und $q = \frac{\rho}{2} V^2$ den Staudruck der Anströmung, so ist der dimen-
 sionslose Auftriebsbeiwert $c_A = \frac{A}{q \cdot F}$ proportional dem Anstellwinkel,
 was auch durch die Theorie gut bestätigt wird.

Bei der theoretischen Berechnung der Strömung um einen Tragflügel
 wird der Flügel in erster Näherung durch ein hufeisenförmiges Wirbel-
 system ersetzt. Abb. 2 zeigt am Beispiel eines Deltaflügels den Verlauf
 dieser Wirbellinien. Für eine Vertikalebene hinter dem Flügel sind die
 Geschwindigkeiten einskizziert, die von den Wirbeln induziert werden.

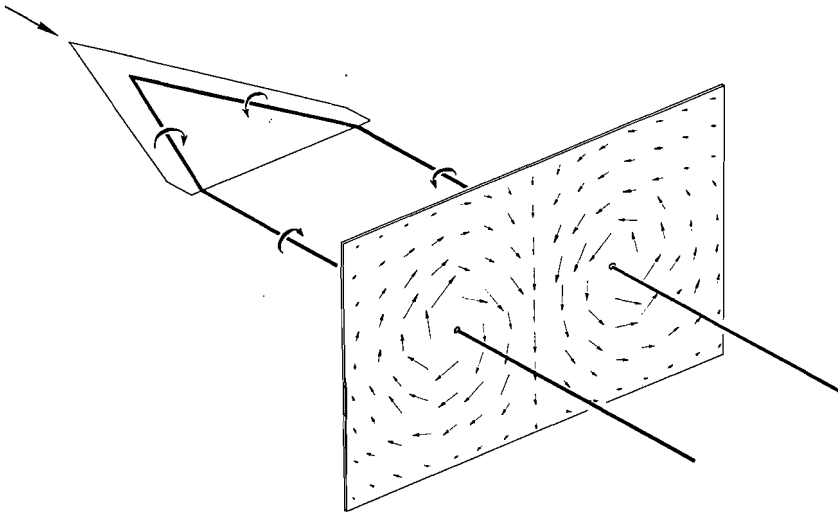


Abb. 2. Darstellung der Strömung um einen Deltaflügel
 durch ein einfaches Wirbelsystem (Hufeisenwirbel)

Zwischen den beiden nach hinten abgehenden „freien“ Wirbeln ergibt
 sich starker Abwind, seitlich außerhalb der Flügelspannweite ent-
 sprechende Aufwinde. Da von den beiden freien Wirbeln jeder im Ab-
 windgebiet des anderen liegt, erfolgt ein gleichmäßiges Absinken des

¹⁾ Eine ausführliche Beschreibung der Modelle befindet sich in TRUCKEN-
 BRODT [4] (siehe Literaturverzeichnis am Ende des Textes).

Wirbelsystems mit zunehmender Entfernung vom Flügel. Die Größe der induzierten Geschwindigkeiten ist proportional der Wirbelstärke. Nach dem bekannten Gesetz von KUTTA-JOUKOWSKY ist die Stärke der Wirbel Γ (Zirkulation) proportional dem Auftrieb des Flügels. Es gilt:

$$c_A = \frac{A}{q \cdot F} = \frac{\rho V \cdot b \Gamma}{q \cdot F} \sim b \Gamma. \quad (1)$$

Bei fester Anströmgeschwindigkeit V und konstanter Flügelfläche ist demnach die Wirbelstärke Γ proportional dem Auftriebsbeiwert und umgekehrt proportional der Spannweite. Bei gleichem Auftrieb wird für flächengleiche Flügel die Wirbelstärke größer mit abnehmendem Seitenverhältnis.

Das hier besprochene einfache Modell des Hufeisenwirbels vermittelt bereits einen guten qualitativen Einblick in die Strömungsvorgänge am Tragflügel. Für genauere quantitative Angaben werden jedoch in der Tragflügel-Aerodynamik wesentlich kompliziertere Wirbelsysteme verwendet. Dadurch ist es möglich, neben den aerodynamischen Beiwerten des Flügels (z. B. c_A in Abb. 1) auch das Strömungsfeld hinter dem Tragflügel theoretisch zu ermitteln (GERSTEN [1]; vgl. Abb. 5). Im Gegensatz zum symmetrisch angeströmten Flügel ($\beta = 0^\circ$) liegen für den Fall des schiebenden Flügels ($\beta \neq 0^\circ$) nur sehr wenige theoretische Untersuchungen vor [2], da hierbei die Berechnung des Strömungsfeldes sehr viel schwieriger ist.

Zur experimentellen Bestimmung des Strömungsfeldes in der Umgebung eines Tragflügels können zwei Methoden benutzt werden. Die erste bestimmt die Strömungsrichtung punktweise mittels einer Fünflochsonde (SCHLICHTING [3]). Diese Art der Messung ist jedoch sehr langwierig und eignet sich nicht zum systematischen Ausmessen ganzer Richtungsfelder. Bei der zweiten, wesentlich schneller arbeitenden Methode wird die Strömungsrichtung mittels eines Fadengitters ausgemessen. Sie liefert für alle Punkte einer Vertikalebene gleichzeitig den Strömungsverlauf und vermittelt auch einen sehr anschaulichen Eindruck von den Veränderungen im Richtungsfeld bei Bewegung der Flügel. An einem solchen Fadengitter wurde im großen Windkanal des Institutes für Strömungsmechanik der Technischen Hochschule Braunschweig das Strömungsfeld hinter Delta- und Pfeilflügeln untersucht.

Abb. 3 gibt eine schematische Darstellung vom Versuchsaufbau. Links im Bild ist die Windkanaldüse mit einem Durchmesser von 1,3 m eingezeichnet. Das Modell war so im Strahl aufgehängt, daß es um die Querachse (Änderung des Anstellwinkels α) und um die Hochachse (Änderung des Schiebewinkels β) gedreht werden konnte. Die Windgeschwindigkeit betrug $V = 10$ m/s. Bezogen auf die mittleren Flügeltiefen ergaben sich Reynoldszahlen zwischen $Re = 10^5$ und $3 \cdot 10^5$.

Hinter dem Modell war senkrecht zur Strahlrichtung das Fadengitter angebracht. Es bestand aus einem quadratischen Drahtmaschennetz mit einer Maschenweite von 20 mm. In jedem Gitterpunkt war, frei drehbar, ein Wollfaden von genau eingehaltener Länge befestigt, der sich leicht in Strömungsrichtung einstellen konnte. Hinter dem Fadengitter befand sich die Filmkamera mit der optischen Achse in der Strahlachse.

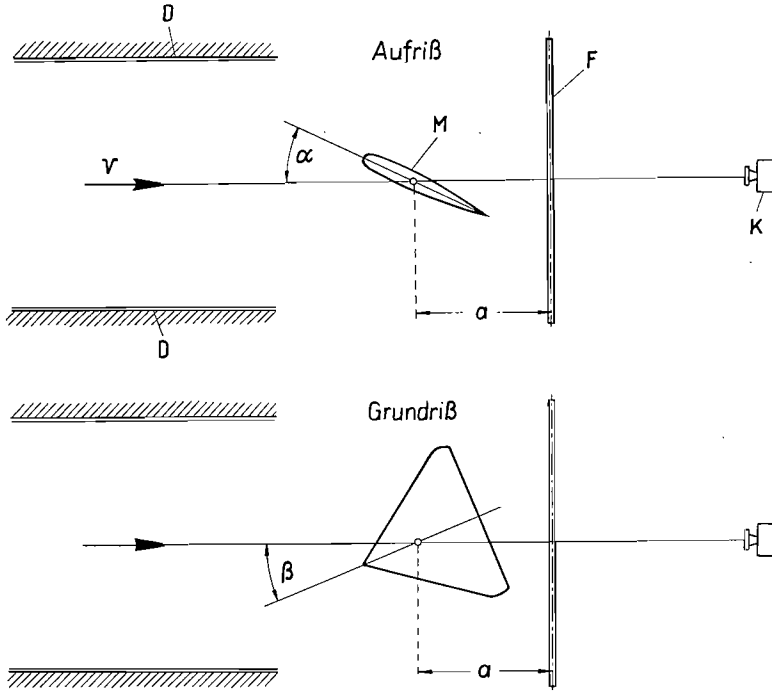


Abb. 3. Versuchsanordnung bei den Fadengitteraufnahmen (schematisch)
 α : Anstellwinkel, β : Schiebewinkel, a : Abstand des Fadengitters vom Modell, V : Anströmungsgeschwindigkeit, D : Windkanaldüse, M : Modell, F : Fadengitter, K : Kamera

Der Abstand a des Fadengitters vom Modell konnte während der Aufnahme verändert werden, wobei jedoch die Lage der Kamera zum Gitter unverändert blieb. Die Größe der Fadenprojektion im Filmbild ist ein unmittelbares Maß für die Abweichung der örtlichen Strömungsrichtung von der Anströmungsrichtung.

Der Film liefert aber nicht nur einen qualitativen Eindruck von den Strömungsvorgängen, sondern jedes einzelne Bild gestattet auch eine rasche zahlenmäßige Auswertung. Dabei muß allerdings noch die durch die Zentralprojektion der Kamera bedingte Verzerrung korrigiert

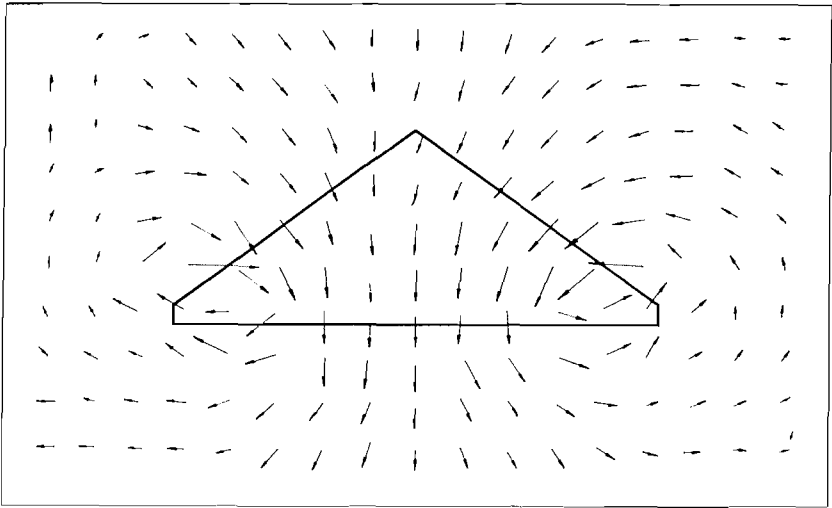
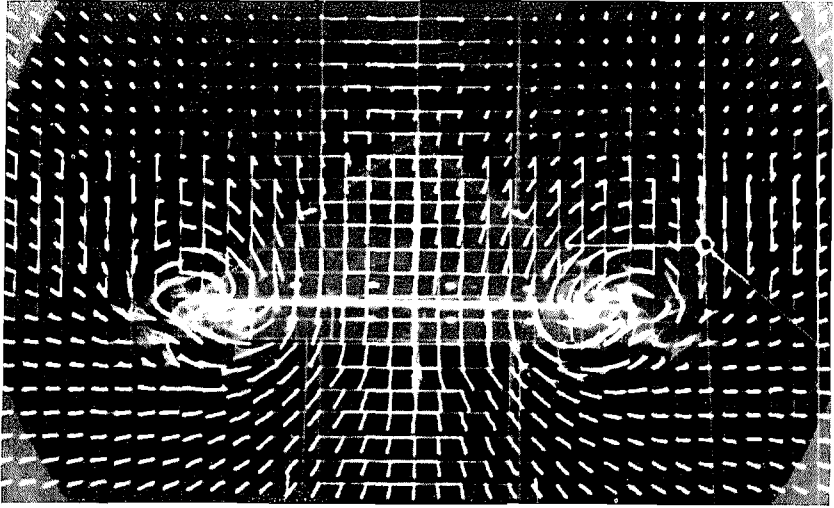
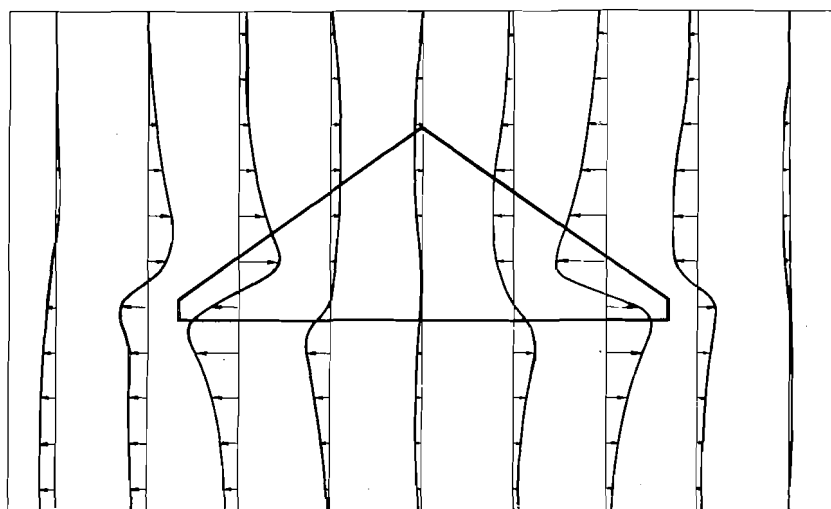
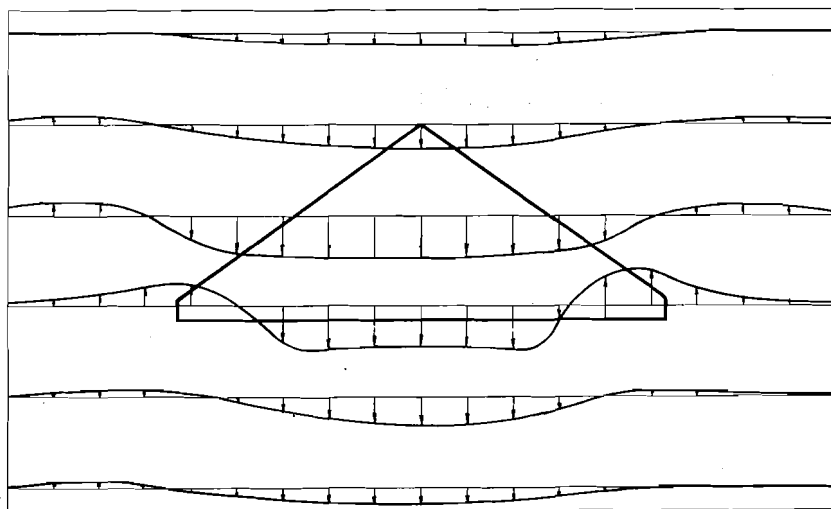


Abb. 4a—d. Beispiel für die quanti-

Abb. 4a (oben): Einzelbild aus der Filmaufnahme

Abb. 4b (unten): Korrigiertes Richtungsfeld

werden. In Abb. 4 ist ein Beispiel einer solchen Auswertung dargestellt. Abb. 4a zeigt infolge des endlichen Abstandes der Kamera von der Gitterebene eine Zunahme der Fadenprojektion mit wachsendem Abstand von der Mitte. Die korrigierten Werte in Abb. 4b dagegen nehmen



tative Auswertung einer Filmaufnahme

Abb. 4c (oben): Abwindfeld

Abb. 4d (unten): Seitenwindfeld

nach außen immer mehr ab. Zerlegt man die Richtungsvektoren in Abb. 4b in ihre Komponenten, so ergeben sich die Abwindgeschwindigkeiten (Abb. 4c) und die Seitengeschwindigkeiten (Abb. 4d). Ein Vergleich dieser Ergebnisse mit theoretischen Rechnungen [1], wie er in

Abb. 5 wiedergegeben ist, stellt eine wertvolle Kontrolle der theoretischen Verfahren dar. In Abb. 5 a sind die Abwindverteilungen in verschiedenen Horizontalebene oberhalb und unterhalb des Flügels aus Theorie und Messung verglichen. Abb. 5 b zeigt den entsprechenden Vergleich für

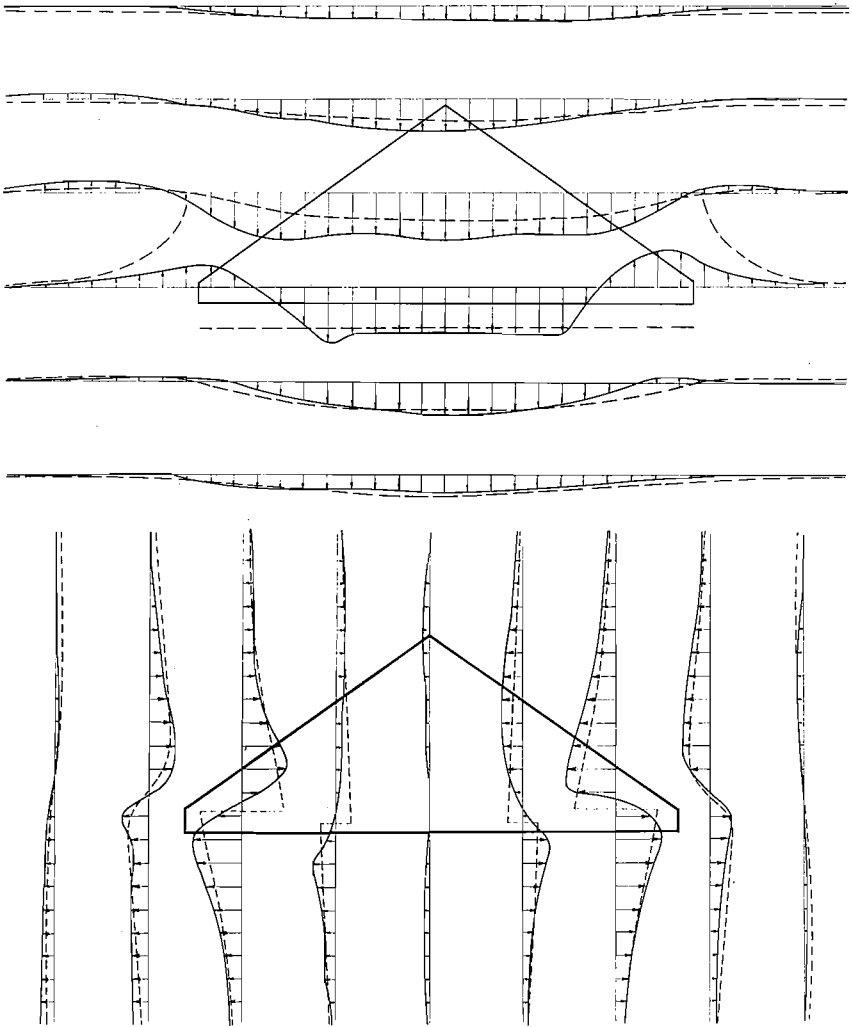


Abb. 5. Vergleich zwischen Meßergebnissen nach der Fadengittermethode und theoretischen Ergebnissen (nach GERSTEN [1])
 Abb. 5 a (oben): Abwind in verschiedenen Horizontalebene
 Abb. 5 b (unten): Seitenwind in verschiedenen Vertikalebene
 parallel zur Anströmungsrichtung

Messung, Theorie

den Seitenwind in verschiedenen Vertikalebene parallel zur Anströmungsrichtung. Wie in Abb. 4 wurde auch hier der senkrecht auf die Gitterebene projizierte Umriß des angestellten Flügels eingezeichnet.

Die Übereinstimmung zwischen Theorie und Messung ist gut, abgesehen von den Stellen, an denen die Theorie — unter der Annahme reibungsloser Strömung — Unstetigkeiten in der Geschwindigkeitsverteilung liefert. So kann ein derartiger Vergleich auf Einflüsse hinweisen, die von der Theorie noch nicht erfaßt sind. Dazu gehören vor allem Reibungseinflüsse und Ablösungen der Strömung sowie Aufrollen der instabilen Wirbelsysteme und Entstehung nichtlinearer Einflüsse durch Vorderkantenwirbel. Alle diese Erscheinungen lassen sich grundsätzlich mit der Filmkamera auf dem Fadengitter verfolgen.

II. Erläuterungen zum Film

Zu Beginn wird der Versuchsstand gezeigt, an dem die vier Flügel untersucht werden in der Reihenfolge, wie sie in Abb. 1 dargestellt sind. Um den Einfluß der drei wichtigen Parameter Anstellwinkel α , Schiebewinkel β und Abstand a der Meßebene vom Flügel gesondert bestimmen zu können, wird jeweils nur ein Parameter verändert, während die übrigen fest bleiben (Abb. 3).

Änderung des Anstellwinkels¹⁾

Aus der Auftragung in Abb. 1 geht hervor, daß der Auftriebsbeiwert bei allen Flügeln etwa bei $c_A = 1$ seinen Maximalwert erreicht und dann mit dem Anstellwinkel nicht mehr weiter wächst. Die Änderung des Anstellwinkels erfolgt daher von $\alpha = 0^\circ$ bis zu dem Wert bei $c_{A_{\max}}$ und zwar bei symmetrischer Anströmung ($\beta = 0^\circ$). Der Abstand der Fadengitterebene vom Modell beträgt bei allen Flügeln:

$$a = \frac{2b}{A^*}. \quad (2)$$

Nach Gl. (1) ergibt sich eine Vergrößerung der Wirbelstärke Γ mit wachsendem c_A und mit kleiner werdendem A^* bzw. b . Da die Flügel einen größeren Abstand von der Kamera hatten als das Gitter, scheint der Abstand der beiden Randwirbel größer zu sein als die Spannweite. In Wirklichkeit liegen jedoch die Wirbellinien noch innerhalb der Flügelspannweite.

Änderung des Schiebewinkels

Für dieselben Gitterabstände nach Gl. (1) wird der Schiebewinkel in dem praktisch wichtigen Bereich von $\beta = 0^\circ$ bis $\beta = 25^\circ$ variiert, wobei der Anstellwinkel jeweils den in Abb. 1 durch einen starken Kreis markierten festen Wert behält. Der Auftriebsbeiwert liegt also zunächst

¹⁾ Die *Kursiv*-Überschriften entsprechen den Zwischentiteln im Film.

bei $c_A = 0,8$ und fällt mit zunehmendem β etwas ab [2]. Die Reihenfolge der untersuchten Flügel ist wieder die gleiche. Die Bewegung des Schiebens ist an dem Hebel oberhalb des Flügels zu erkennen, der zur Befestigung des Flügels gehört und leider unerwünschte Störungen auf dem Fadengitter verursacht. Infolge der unsymmetrischen Anströmung ist auch die Entstehung der Randwirbel verschieden. Während der linke etwa unverändert bleibt, wird die Intensität des rechten Wirbels, welcher von der dem Winde zugewendeten Seite stammt, größer, und er zerfällt schließlich ganz infolge Ablösung der Strömung an dieser Tragflügel-seite. Besonders ausgeprägt ist dies beim ersten Flügel. Hier liegt der gewählte Anstellwinkel bei $\beta = 0^\circ$ schon kurz vor dem $c_{A \max}$ -Wert, so daß schon bei geringer Auftriebsvergrößerung auf der voreilenden Seite infolge Schiebens sehr bald der $c_{A \max}$ -Wert erreicht wird.

Änderung des Abstandes Flügel-Meße-bene

Bei symmetrischer Anströmung und bei den in Abb. 1 eingetragenen Anstellwinkeln wird das Gitter mit der Kamera von dem feststehenden Flügelmodell wegbewegt. Die Abstände werden bei dem Seitenverhältnis $\Lambda^* = 3$ etwa zwischen $a = 0,4b$ und $a = 2,5b$, bei dem Seitenverhältnis $\Lambda^* = 1$ etwa zwischen $a = b$ und $a = 4b$ variiert. Wie an Hand von Abb. 2 erläutert wurde, erfolgt ein Absinken der Wirbelschicht, welches mit abnehmendem Seitenverhältnis stärker wird. Derselbe Versuch bei unsymmetrischer Anströmung zeigt, daß der Wirbel der voreilenden Seite infolge größeren Auftriebs an dieser Flügelhälfte und infolge der größeren Entfernung von der Flügelhinterkante stärker absinkt.

Literatur

1. GERSTEN, K., Untersuchungen über den Abwind hinter Deltaflügeln bei inkompressibler Strömung. Jahrbuch 1955 der Wiss. Ges. f. Luftfahrt WGL. (Im Druck).
2. GRONAU, K. H., Theoretische und experimentelle Untersuchungen an schiebenden Flügeln, insbesondere Pfeil- und Deltaflügeln. Dissertation Braunschweig 1956; Bericht 55/9 des Inst. f. Aerodynamik d. Deutschen Forschungsanst. f. Luftfahrt (DFL), Braunschweig (1955).
3. SCHLICHTING, H., Monographie: Aerodynamik der gegenseitigen Beeinflussung der Flugzeugteile. Bericht 46/5 des Inst. f. Strömungsmechanik d. T.H. Braunschweig (1946). Englische Übersetzung: Monograph on the Aerodynamics of Mutual Interference between the Components of the Airplane. National Research Council of Canada, Technical Translation No. TT-92, July 1949.
4. TRUCKENBRODT, E., Experimentelle und theoretische Untersuchungen an symmetrisch angeströmten Pfeil- und Deltaflügeln. Z. f. Flugwiss. 2 (1954), S. 185—201.

(Eingegangen am 13. 1. 1956)