

Vergleichsmessungen an Laminarflügeln mit starrer und flexibler Wölbungsclappe

F. Thomas und J. Laude

Vortrag auf dem XI. OSTIV-Kongress vom 12.–22. 6. 1968 in Leszno (Polen). — Die Arbeit entstand in Zusammenarbeit des Institutes für Aerodynamik der Deutschen Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt (DFL) und der Akademischen Fliegergruppe (Akaflieg) Braunschweig.

Uebersicht

Zahlreiche moderne Hochleistungssegelflugzeuge sind mit Wölbungsclappen ausgerüstet. Diese gestatten es, die Profilpolare des Flugzeuges zu einem gewissen Grade den unterschiedlichen Bedingungen des Steigfluges im thermischen Aufwind bei hohen c_A -Werten und des Gleitfluges zwischen den Aufwinden bei mässigen c_A -Werten anzupassen. Wird statt der starren Clappe eine flexible Clappe benutzt, so ist mit einer Verbesserung der Leistungen zu rechnen. Bereits das Segelflugzeug HKS 3, mit welchem 1958 die Segelflugweltmeisterschaft gewonnen wurde, war mit einer solchen Clappe ausgerüstet.

Dieser Bericht enthält Vergleichsmessungen an zwei Flügeln, die mit einer starren bzw. flexiblen Clappe ausgerüstet, im übrigen aber gleich waren. Die Versuche wurden bei den Reynoldszahlen des Fluges im $3,6 \times 2,8\text{-m}^2$ -Normalwindkanal der DFL Braunschweig durchgeführt. Als Grundprofil wurde das Wortmann-Profil FX 62-K-131 benutzt. Es wurden eine grössere Anzahl von Druckverteilungs- und Nachlaufmessungen durchgeführt. Leistungsrechnungen mit den Ergebnissen lieferten für die in Westeuropa vorherrschenden meteorologischen Bedingungen eine Verbesserung der mittleren Reisefluggeschwindigkeit von etwa 5%. Zwei Hochleistungsflugzeuge SB8-V1 und SB8-V2 wurden gebaut, die bis auf die Clappen nahezu gleich waren. Qualitative Vergleichsflüge zeigten eine Leistungsverbesserung durch die flexible Clappe.

1. Einleitung

Die hohe aerodynamische Qualität der heutigen Hochleistungssegelflugzeuge lässt nur noch wenig Spielraum für weitere Leistungssteigerungen durch verbesserte Formgebung offen. Durch Verwendung von Wölbungsclappen mässiger Tiefe ($l_k/l \approx 0,15$), welche je nach Fluggeschwindigkeit im Bereich von etwa $\pm 10^\circ$ ausgeschlagen werden, lässt sich die Flugzeugpolare den sehr

unterschiedlichen Bedingungen des Steigfluges mit grossen c_A -Werten und des Gleitfluges mit kleinen c_A -Werten anpassen. F. X. Wortmann [1] hat eine speziell für die Verwendung von Wölbungsclappen ausgelegte Familie von Laminarprofilen angegeben. Bei mehreren der modernsten Hochleistungssegelflugzeuge, darunter auch bei der SB8-V1 der Akaflieg Braunschweig, wurden derartige Wölbungsclappenprofile mit Erfolg verwendet.

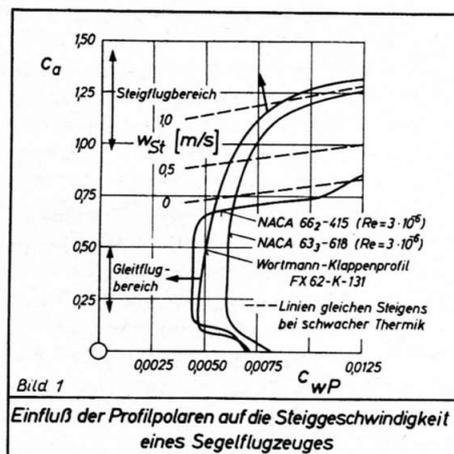
Wegen des meist sehr kleinen Krümmungsradius der Klappennase entsteht bei ausgeschlagener Clappe in der Nähe des Klappenknies eine ausgeprägte Saugspitze, die insbesondere bei grösseren Klappenanschlägen einen steilen Druckanstieg auf der Clappe hervorruft. Verwendet man statt der angelenkten starren Clappe ein Profil, dessen rückwärtiger Bereich flexibel ausgebildet ist, so können die bei der starren Clappe auftretenden starken Krümmungen der Oberfläche weitgehend vermieden werden. Die Saugspitzen und folglich auch der Druckanstieg im hinteren Bereich des Profils werden damit stark vermindert, und das wirkt sich günstig auf die Entwicklung der Grenzschicht aus. Ausserdem ist die Oberfläche des Profils völlig glatt und stetig und nicht durch den Uebergang vom Flügel zur angelenkten Clappe gestört. Auf Grund dieses Sachverhaltes lässt die Verwendung eines Profils mit flexibler Wölbungsclappe verminderte Widerstände und erhöhte Maximalauftriebe erwarten. Nutzt man die erzielbare Verminderung des Druckanstieges auf der Clappe bereits beim Profilentwurf aus, so kann man das Profil bei vorgegebenem Auftriebsbeiwert für eine längere laminare Laufstrecke auslegen und damit auch bei niedrigen c_A -Werten Widerstand einsparen.

Bereits vor mehr als 10 Jahren war das Segelflugzeug HKS 3, mit welchem E. G. Haase 1958 in Leszno die Weltmeisterschaft gewann, mit flexiblen Clappen ausgerüstet (siehe H. Kensche [2]). In der damals üblichen Holzbauweise war die flexible Clappe im Bau jedoch ausserordentlich aufwendig und teuer, so dass trotz offensichtlicher Leistungssteigerung seither keine weiteren Flugzeuge mit einer flexiblen Clappe gebaut worden sind. Die Möglichkeit, mittels moderner Kunststoffbauweise eine relativ einfache konstruktive Lösung zu realisieren, lässt die Frage nach der mit der flexiblen Clappe erzielbaren Leistungs-

steigerung wieder sehr aktuell werden. Insbesondere ist eine Abschätzung der bei verschiedenen meteorologischen Bedingungen zu erwartenden Erhöhung der mittleren Reisegeschwindigkeit von Interesse. Bisher liegen keine Vergleichsuntersuchungen hierüber vor, so dass man nicht über zuverlässige Angaben über die Grösse des tatsächlich möglichen Leistungsgewinnes verfügt.

2. Einfluss der Profilpolaren auf die Flugleistungen

Als Mass für die Leistungsfähigkeit eines Segelflugzeuges ist seine unter vorgegebenen meteorologischen Bedingungen erzielbare mittlere Reisegeschwindigkeit anzusehen. Diese mittlere Reisegeschwindigkeit hängt, wie von F. X. Wortmann und K. Schwoerer [3] sowie von A. Quast und F. Thomas [4] näher beschrieben wird, in starkem Mass von den verwendeten Profilpolaren ab.



Der Ueberlandflug eines Segelflugzeuges erfordert ein Profil, welches in der Steigflugphase auf Grund eines sehr hohen Auftriebsbeiwertes bei gleichzeitig geringem Widerstand hohe Steiggeschwindigkeiten im Kreisflug zulässt und welches in der Gleitflugphase auf Grund eines sehr geringen Widerstandes im Bereich kleiner Anstellwinkel auch bei hohen Fluggeschwindigkeiten noch einen sehr guten Gleitwinkel ermöglicht. Beide Eigenschaften sind nur schwer miteinander zu vereinen. Bild 1 zeigt, dass der Wölbungsclappenflügel einen bedeutenden Fortschritt in dieser Richtung gebracht hat. Ferner wird

- 1 F. X. Wortmann: Einige Laminarprofile für Segelflugzeuge. OSTIV Publication VII (1963).
- 2 H. Kensche: Einige neue Konstruktionsrichtlinien für den Bau von Leistungs-Segelflugzeugen. OSTIV Publication III (1954), S. 79–89.
- 3 F. X. Wortmann und K. Schwoerer: Einfluss der Profilpolaren auf die Flugleistungen von Segelflugzeugen. Schweizer Aero-Revue, September 1963, und OSTIV VII (1962).
- 4 A. Quast und F. Thomas: Einfluss der Flügelauslegung auf die Flugleistungen von Segelflugzeugen. Zeitschr. f. Flugwiss. 15 (1967), S. 386–392.

durch die Pfeile in diesem Bild angedeutet, in welcher Richtung die Weiterentwicklung der Profile zu gehen hat. Die eingetragenen Linien konstanten Steigens (siehe [4]) sind hier nur für einen beliebig herausgegriffenen Spezialfall angegeben, doch bleibt ihr Verlauf auch unter anderen Bedingungen im Prinzip erhalten. Grosser Wert muss auf einen im Steigflugbereich nahezu parallel zu den Linien konstanten Steigens liegenden Verlauf der Profilpolaren gelegt werden, um dem Piloten einen gewissen Spielraum in der Wahl des Auftriebsbeiwertes zu geben, ohne dass ein Absinken der Steigfluggeschwindigkeit eintritt. Dies bedeutet eine sehr entscheidende Erleichterung für den Piloten insbesondere bei Flügen unter Wettbewerbsbedingungen. Bekanntlich erhöhen eine Vergrösserung der Flügelstreckung Δ sowie eine Verminderung der Flächenbelastung G/F ebenfalls die Steiggeschwindigkeit. Um die durch eine verbesserte Profilpolare erzielbaren Gewinne mit dem Einfluss dieser beiden Parameter vergleichen zu können, sind für verschiedene Arten der Thermik die erzielbaren Steiggeschwindigkeiten in Abhängigkeit von Streckung und Flächenbelastung in Bild 2 dargestellt (vgl. [4]). Ein entsprechendes Diagramm für den Einfluss dieser Grössen auf die mittlere Reisegeschwindigkeit zeigt Bild 3. In beiden Fällen wurde die einhüllende Polare des Wortmannschen Wölbklappenprofils FX 62-K-131 mit starrer Klappe zugrunde gelegt, welches auch im folgenden untersucht wird. Im übrigen wurde ein schädlicher Widerstand von $c_{W_s} = 0,004$ angenommen,

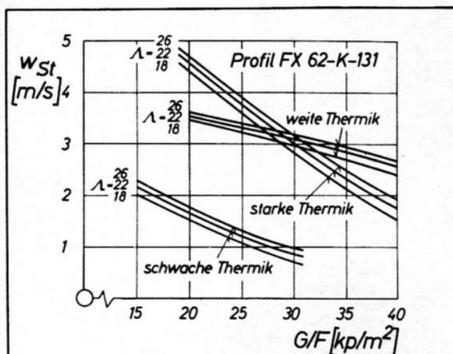


Bild 2

Einfluss der Streckung Δ und der Flächenbelastung G/F auf die Steiggeschwindigkeit W_{St}

und die Abweichung der Widerstandspolaren vom Optimalwert des elliptischen Flügels wurde durch den Faktor $k = 1,0685$ erfasst. Wie in [4] gezeigt wurde, lässt sich durch Verwendung widerstandsarmer Fowler-Klappen an Stelle der Wölbklappen eine ganz erhebliche Steigerung der mittleren Reisegeschwindigkeit erzielen. Allerdings ste-

hen der technischen Realisierung solcher widerstandsarmer Fowler-Klappenflügel zurzeit noch beträchtliche Schwierigkeiten im Wege.

3. Profile mit flexibler Wölbungsclappe

Wegen der grossen technischen Probleme bei der Entwicklung geeigneter Fowler-Klappen erscheint es zweckmässig, zunächst nach weniger aufwendigen Zwischenlösungen zu suchen, auch wenn diese statt der beim Fowler-

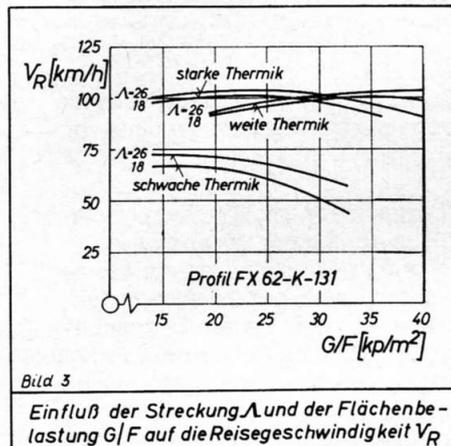


Bild 3

Einfluss der Streckung Δ und der Flächenbelastung G/F auf die Reisegeschwindigkeit V_R

Klappenflügel zu erwartenden etwa 5- bis 10%igen Steigerung der Reisegeschwindigkeit nur eine solche von etwa 2 bis 5% erwarten lassen. Eine solche Lösung stellt die flexible Wölbungsclappe dar. Ihr Bauaufwand ist bei Verwendung einer modernen Kunststoffbauweise kaum höher als der einer starren Klappe.

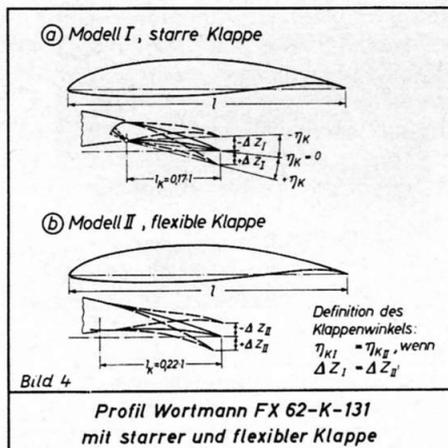


Bild 4

Profil Wortmann FX 62-K-131 mit starrer und flexibler Klappe

Obwohl die flexible Klappe bereits bei der HKS 3 erfolgreich angewendet wurde, liegen keinerlei Vergleichsmessungen mit starren Klappen vor. Um einen Anhaltspunkt für die bei der Verwendung eines modernen Klappenprofils erzielbaren Verbesserungen zu erhalten, wurde für die Vergleichsmessungen ein leicht modifiziertes Profil Wortmann FX 62-K-131 benutzt, wel-

ches bei der SB8-V1 Verwendung gefunden hatte. Die Aenderung gegenüber dem Grundprofil bestand in einer von 4% auf 4,4% erhöhten Wölbung. Das Profil hat eine relative Dicke von 13% und eine Dickenrücklage von 40%. Die Auslegung des Profiles sieht im Bereich der Laminardelle der Polaren laminare Laufstrecken von 60% der Profiltiefe auf der Profiloberseite und von 70% der Profiltiefe auf der Profilunterseite vor. Mit Hilfe einer 17% tiefen starren Klappe konnte mit Klappenausschlägen zwischen $+15^\circ$ und -15° eine beachtliche Breite der Laminardelle erzielt werden (vgl. auch [1]). Wird gemäss Bild 4 die starre Klappe durch eine flexible Klappe ersetzt, so ist eine weitere Verbreiterung der Laminardelle zu erwarten. Der Klappenwinkel der flexiblen Klappe wurde so definiert, dass er bei gleicher Auslenkung Δz der Hinterkante gleich dem der starren Klappe gesetzt wurde.

4. Vergleichsmessungen im Windkanal

4.1 Modelle und Versuchsanordnung Für die Vergleichsmessungen stand der Normalwindkanal der Deutschen Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt für eine begrenzte Zeit zur Verfügung. Eine Beschreibung des Normalwindkanals wurde von H. Trienes [5] gegeben. Der Kanal verfügt bei offener Messstrecke über einen Messquerschnitt von $3,6 \times 2,8$ m². Der Turbulenzgrad liegt mit $Tu < 0,005$ deutlich über dem des Stuttgarter Laminarwindkanals, der von F. X. Wortmann und D. Althaus [6] mit $Tu < 2 \cdot 10^{-4}$ angegeben wird. Für die Auswertung der Druckverteilungs- und Nachlaufmessungen standen Scannivalves sowie eine automatische Auswertanlage und ein Plotter zur Verfügung.

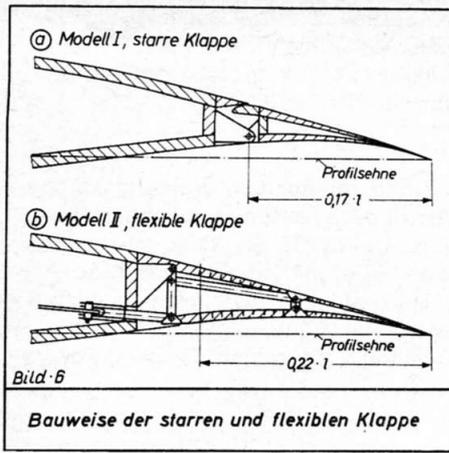
Die zu untersuchenden Modelle sollten bis auf die Klappen völlig gleich sein. Diese Forderung wurde dadurch erfüllt, dass die Modelle in Negativbauweise nacheinander in derselben Formulde gebaut wurden. Die Flügeltiefe war mit $l = 0,780$ m in der Grössenordnung der beim tatsächlichen Flugzeug vorkommenden Flügeltiefen, so dass die Reynolds-Zahlen des tatsächlichen Flugzeuges erreicht werden konnten. Da ferner die gewählte Kunststoffbauweise der des Flugzeuges entsprach, liessen sich auch dessen Oberflächengüte und Profilhaltigkeit erzielen. Poliert und gewachst lagen die gemessenen Welligkeiten in Profiltiefenrichtung unterhalb von 0,05 mm und in Spannweitenrich-

5 H. Trienes: Der Normalwindkanal der Deutschen Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt (DFL) in Braunschweig. Zeitschr. f. Flugwiss. 12 (1964), S. 135-142.

6 F. X. Wortmann und D. Althaus: Der Laminarwindkanal des Institutes für Aero- und Gasdynamik an der Technischen Hochschule Stuttgart. Zeitschr. f. Flugwiss. 12 (1964), S. 129-134.

tung unterhalb von 0,03 mm. Eine lokal begrenzte grössere Abweichung, die maximal 0,4 mm erreichte, trat im vorderen Profilbereich auf einer Länge von 3 cm auf. Sie war durch eine geringe Verformung der Formmulde entstanden und war somit bei beiden Modellen völlig identisch.

Das Flügelmodell hatte einen rechteckigen Grundriss mit einer Spannweite von $b = 1,250$ m. Es war mit elliptischen Endscheiben von 1,100 m Länge und 0,850 m Höhe versehen. Eine Kontrollmessung zeigte, dass trotz diesen relativ kleinen Endscheiben auch bei grossen Auftriebsbeiwerten über dem grössten Teil der Spannweite Druckkonstanz vorlag, so dass mit zuverlässigen Ergebnissen in der Nähe des Mittelschnittes gerechnet werden kann. Für die Messung der Druckverteilung waren im Mittelschnitt des Profils auf Ober- und Unterseite je 42 Druckbohrungen angebracht. Für die Nachlaufmessungen wurde ein sauber verkleideter Rechen gebaut, der in Abständen von 2,5 mm Gesamtdrucksonden von 1 mm Durchmesser und um 50 mm versetzt gegen diese im Abstand von jeweils 15 mm statische Sonden besass. Der Rechen war in $0,2 l = 156$ mm Entfernung hinter der Profilhinterkante angebracht. Er wurde jeweils senkrecht zur örtlichen Strömungsrichtung eingestellt. Die Versuchsanordnung ist im einzelnen aus Bild 5 zu ersehen. Im Windkanal wurden jeweils alle Druckbohrungen nacheinander von den Scannivalves abgefragt, auf Lochstreifen gelocht und geplottet. Die Gesamtdauer der Messung war mit 3 Minuten



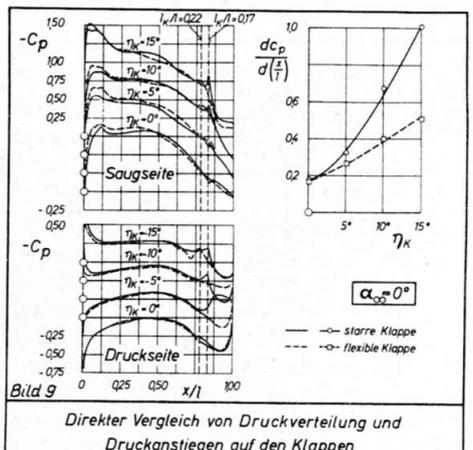
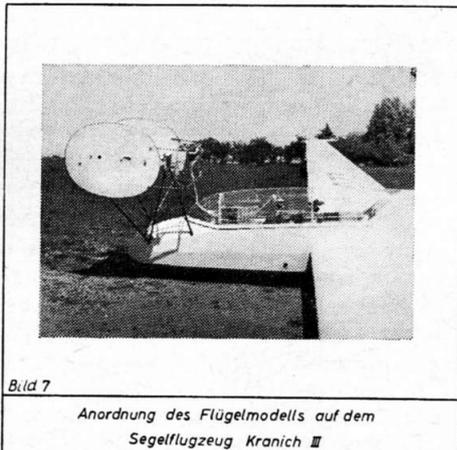
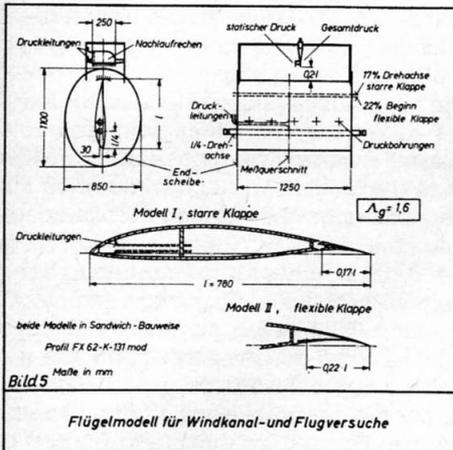
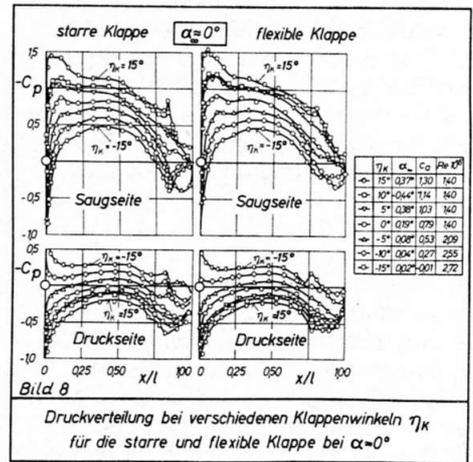
Weise auf der Rumpfoberseite eines doppelsitzigen Segelflugzeuges vom Typ Kranich III montiert.

4.2 Ergebnisse der Windkanalversuche
Wegen der kurzen zur Verfügung stehenden Windkanalzeit musste das Messprogramm auf die wichtigsten Punkte, nämlich die zur Bestimmung der einhüllenden Polare erforderlichen Anstell- und Klappenwinkel, beschränkt bleiben.

Ein Abhören der Grenzschicht zeigte, dass bei mässigen Anstellwinkeln ($\alpha < 6^\circ$) der Umschlagpunkt auf der Profiloberseite bei 60–70 % und auf der Profilverseite bei 70–80 % der Profiltiefe lag. Trotz dem vergleichsweise hohen Turbulenzgrad des Kanals ($Tu < 0,005$) konnte demzufolge mit realistischen Messergebnissen gerechnet werden. Der Grund für diese Tatsache dürfte in der ungewöhnlich

umgerechnet. Dabei wurde ein $(dc_a/da)_\infty = 6,38$ nach Berücksichtigung von Dicken- und Reibungseinfluss zugrunde gelegt. Die effektive Streckung des Modells ergab sich aus dem gemessenen Auftriebsanstieg von $(dc_a/da) \approx 3,5$ zu $\Lambda_{eff} = 2,47$. Typische Ergebnisse von Druckverteilungsmessungen sind für einen Anstellwinkel von $\alpha_\infty \approx 0$ in Bild 8 dargestellt. Die Klappenwinkel sind jeweils im Bereich von $+15^\circ$ bis -15° variiert worden.

Ein unmittelbarer Vergleich einander entsprechender Druckverteilungen in Bild 9 zeigt, dass mit wachsendem Klappenwinkel die Verbesserungen durch den Abbau der Saugspitzen mittels der flexiblen Klappe stark zunehmen. Dies geht besonders klar aus einem ebenfalls in Bild 9 dargestellten Vergleich der Druckgradienten auf der Klappe hervor. So tritt beispielsweise



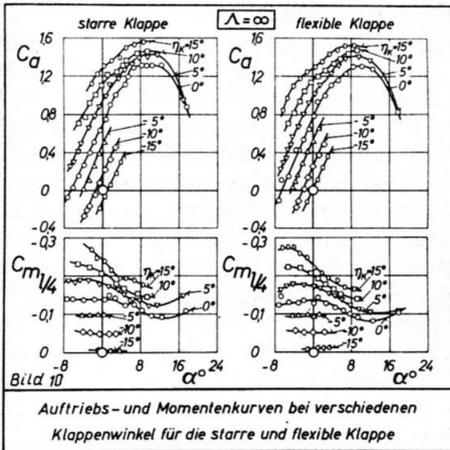
recht kurz. Die Genauigkeit der Druckmessung lag bei $0,5 \text{ kp/m}^2$. Einen Einblick in die Bauweise des Modells geben Bild 5 und Bild 6, wo vor allem die unterschiedliche Klappenanordnung klar zum Ausdruck kommt. Beim Entwurf der Modelle wurde darauf geachtet, dass sie zu einem späteren Zeitpunkt auch für Flugversuche benutzt werden können. Dabei wird das Modell in der in Bild 7 dargestellten

hohen Oberflächenqualität der Modelle zu suchen sein. Die Auswertung der Druckverteilungsmessungen erfolgte durch graphische Integration, die der Nachlaufmessungen mittels der bekannten Formel von B. M. Jones (siehe H. Schlichting und E. Truckenbrodt [7]). Die Anstellwinkel wurden mittels der Prandtlischen Umrechnungsformeln (siehe [7]) auf den Flügel unendlicher Streckung

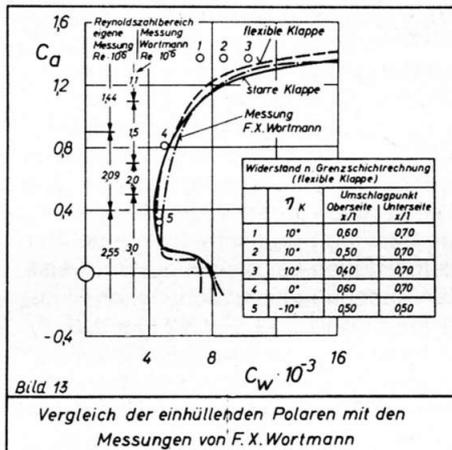
der Druckanstieg, den die starre Klappe bereits bei $\eta_k = 10^\circ$ hervorruft, bei der flexiblen Klappe erst bei $\eta_k = 14^\circ$ auf. Widerstandserhöhende Ablösungen sind bei der flexiblen Klappe also erst bei höheren Klappenwinkeln als bei der starren Klappe zu erwarten.

7 H. Schlichting und E. Truckenbrodt: Aerodynamik des Flugzeuges. Band 1, 2. Auflage, Springer-Verlag Berlin/Heidelberg/New York, 1967.

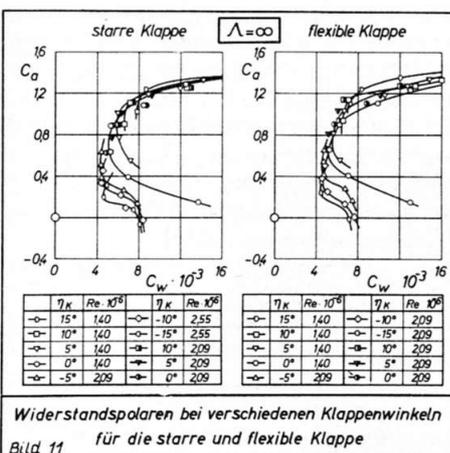
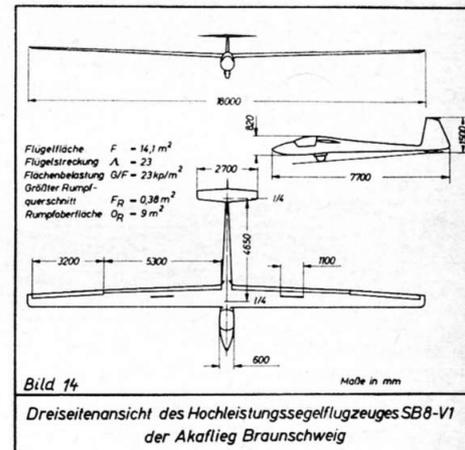
Die aus den Druckverteilungs- und Nachlaufmessungen ermittelten Auftriebs- und Nickmomentenkurven sind in Bild 10, die Widerstandspolaren in Bild 11 aufgetragen. Die durch die flexible Klappe erzielte Verbesserung der Widerstandspolaren ist in Bild 12 noch einmal deutlicher hervorgehoben. Einen Vergleich der einhüllenden Polaren zeigt Bild 13. Während im Bereich mässiger Anstellwinkel ($c_a < 1$) beide Profile praktisch die gleichen Widerstandsbeiwerte aufweisen, liefert das Modell mit der flexiblen Klappe im Bereich $c_a > 1$ deutlich bessere Werte. Der Bereich geringer Widerstände konnte gegenüber der starren Klappe um $\Delta c_a = 0,07$ erweitert werden.



Zum Vergleich wurde in Bild 13 auch die von Wortmann [1] im Stuttgarter Laminarwindkanal gemessene einhüllende Polare des Originalprofils FX 62-K-131 mit eingezeichnet. Der Vergleich zeigt trotz den unterschiedlichen Turbulenzgraden der Windkanäle eine recht brauchbare Übereinstimmung. Die im Braunschweiger Windkanal gemessenen Widerstände sind dabei geringer als die des Stuttgarter Laminarwindkanals. Sieht man einmal von der Möglichkeit ab, dass unterschiedliche Modell- und Messgenauigkeiten eine Ursache sein können, so ist auch denkbar, dass durch den höheren Turbulenzgrad im Braunschweiger Kanal laminare Ablöseblasen kleineren

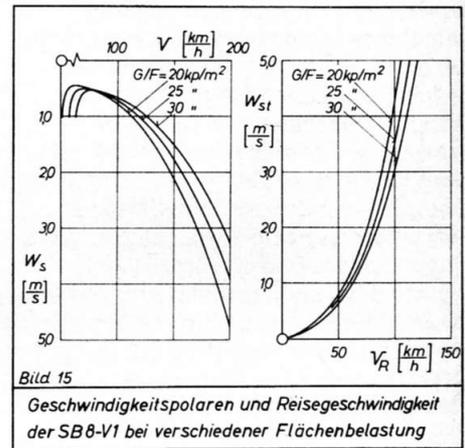


zeuges ist die bei verschiedenen meteorologischen Bedingungen erzielbare mittlere Reisegeschwindigkeit am besten geeignet. Eine Vergleichsrechnung soll im folgenden zeigen, welche Leistungssteigerungen mittels der flexiblen Klappe bei einem typischen Hochleistungssegelflugzeug möglich sind. Als Beispiel wurde hier die SB8 der Akaflieg Braunschweig benutzt, deren Dreiseitenansicht in Bild 14 dargestellt ist. Die Wölbklappen erstrecken sich über etwa 60 % der Flügelspannweite und erfassen etwa 70 % der Flügelfläche. Obwohl die Querruder den Klappen ausschlag zum Teil mitmachen, soll die Anwendung der flexiblen Klappe auf

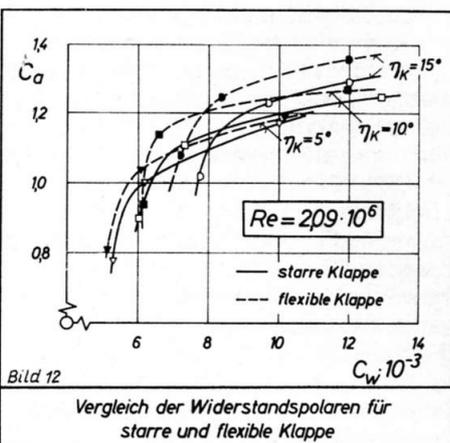


Ausmasses unter Umständen unterdrückt worden sind und so zu einem etwas zu optimistischen Ergebnis führen. Flugversuche mit der in Bild 7 dargestellten Messanordnung sollen später über den Einfluss der Windkanalturbulenz noch nähere Auskunft geben. Möchte man die durch die flexible Klappe erzielten Abminderungen des Druckanstieges statt zur Verbreiterung der Laminardelle zur Verminderung des Widerstandes im Schnellflug nutzen, so muss man das Profil von vornherein für eine längere laminare Laufstrecke auf der Profiloberseite auslegen. Grenzschriftrechnungen nach H. Schlichting [8] mit angenommenen Umschlagpunkten in Bild 13 zeigen, dass die Messergebnisse den theoretischen Werten recht nahe kommen und dass eine Verlängerung der laminaren Laufstrecke auf der Profiloberseite von etwa 5 % Widerstandsersparnisse in der Grössenordnung von mindestens $\Delta c_w = 0,0003$ erwarten lässt.

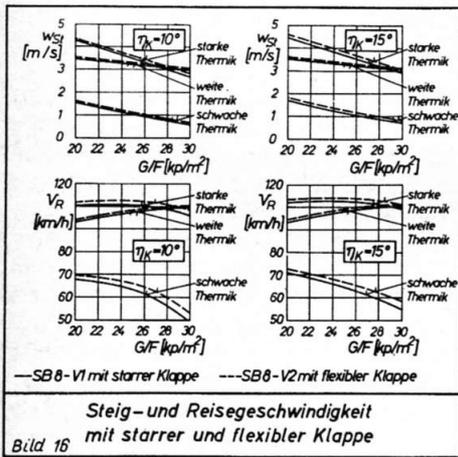
5. Verbesserung der Flugleistungen durch Verwertung der Ergebnisse
Ob sich der Einbau der flexiblen Klappe in ein Hochleistungssegelflugzeug lohnt, hängt von der praktisch erzielbaren Leistungssteigerung ab. Als Mass für die Leistungsfähigkeit eines Segelflug-



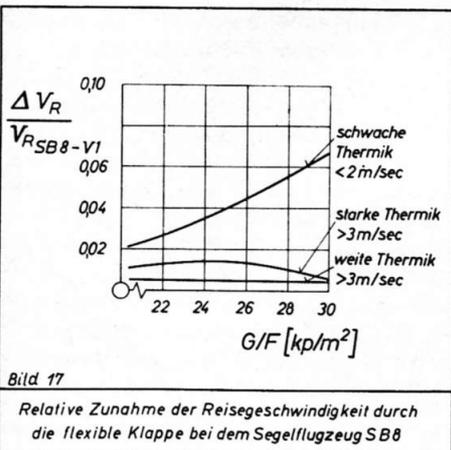
den Wölbklappenbereich beschränkt bleiben, um dem Piloten die bei der Verwendung flexibler Querruder unvermeidlich hohen Steuerkräfte zu ersparen. Bei der Leistungsrechnung wurde daher die durch die flexible Klappe erzielte Verbesserung der Profilpolaren nur zu 70 % ausgenutzt. Da die Auftriebsverteilung zu den Flügelenden hin abnimmt, dürfte die Ausnutzung in Wirklichkeit noch etwas höher sein. Die Geschwindigkeitspolaren der mit starren Wölbklappen ausgerüsteten



SB8-V1 sind in Bild 15 für verschiedene Flächenbelastungen aufgetragen. Im gleichen Bild sind die sich hieraus ergebenden mittleren Reisegeschwindigkeiten in Abhängigkeit von der Steiggeschwindigkeit angegeben. Die Steiggeschwindigkeiten hängen nun ihrerseits (siehe [4]) in starkem Masse von der Flächenbelastung der Profilpolaren und der Art und Stärke der Thermik ab. In Bild 16 sind für Klappen ausschläge von $\eta_k = 10^\circ$ und 15° die nach dem Verfahren von [4] ermittelten theoretischen Steiggeschwindigkeiten für die SB8 für die starre und flexible Klappe in Abhängigkeit von der Flächenbelastung und der Thermik angegeben. Die zugrunde gelegten



Aufwindverteilungen sind aus [4] zu entnehmen. Im gleichen Bild sind ferner die damit erzielbaren mittleren Reisegeschwindigkeiten aufgetragen. Die stärksten Gewinne sind bei relativ schwacher Thermik erzielbar. Die relativen Gewinne an Reisegeschwindigkeit einer SB8 mit flexiblen Wölbklappen gegenüber der SB8-V1 mit starrer Wölbklappe sind in Bild 17 verdeutlicht. Während bei starker und weiter Thermik die mittlere Reisegeschwindigkeit nur um etwa 1 % zu steigern ist, ergeben sich bei schwacher Thermik je nach Flächenbelastung Gewinne von 2 bis 7 %.



Die durch die Anwendung der flexiblen Klappe erzielbare Erhöhung der Reisegeschwindigkeit entspricht der Leistungssteigerung, die durch eine Erhöhung der Flügelstreckung von $\lambda = 23$ auf ungefähr $\lambda = 27$ erzielbar wäre (vgl. Bild 3). Auch bei einer Vergrößerung der Streckung sind die Gewinne bei schwacher Thermik wesentlich grösser als bei starker und weiter Thermik.

Man kann die Verbesserung durch die flexible Klappe auch indirekt benutzen, indem man die verbesserte Steiggeschwindigkeit durch eine erhöhte Flächenbelastung von etwa 1 kp/m^2 ausgleicht und diese entweder unmittelbar zur Verbesserung der Schnellfluggleitwinkel (Bild 15) oder zur Erhöhung der Flügelsteifigkeit oder der Flügelstreckung heranzieht.

Die Grössenordnung der Leistungserhöhung lässt eine Anwendung der flexiblen Wölbklappe nur für Hochleistungssegelflugzeuge lohnend erscheinen, die vornehmlich unter mässigen Wetterbedingungen, wie sie z. B. in Westeuropa vorherrschen, fliegen. Die Akaflied Braunschweig hat bei Vergleichsflügen der bis auf die Bauweise der Klappen nahezu identischen Flugzeuge SB8-V1 und SB8-V2 eine Leistungssteigerung durch die flexiblen Klappen bisher nur qualitativ feststellen können. Die relativ grossen Unsicherheiten in der Genauigkeit der bisherigen Flugversuchsergebnisse lassen jedoch eine exakte quantitative Aussage über den tatsächlich erzielten Leistungsgewinn noch nicht zu.

6. Schlussfolgerungen

a) Trotz dem relativ hohen Turbulenzgrad des DFL-Windkanals ($Tu > 0,005$) lagen die Messergebnisse denen des Stuttgarter Laminarkanals sehr nahe ($Tu < 2 \cdot 10^{-4}$). Offenbar wirkt sich bei den hier vorliegenden Reynoldszahlen eine gewisse Erhöhung des Turbulenzgrades bei einer besonders hohen Modellqualität nur wenig auf die Lage des Umschlagpunktes aus. Möglicherweise führt eine Unterdrückung von Laminarblubles durch den höheren Turbulenzgrad zu einem etwas zu optimistischen Ergebnis.

b) Durch Verwendung einer flexiblen statt der starren Wölbklappe lässt sich die Laminardelle der Profilpolaren verbreitern. Bei dem Profil Wortmann FX 62-K-131 betrug diese Verbreiterung $\Delta c_a = 0,07$.

c) Wird die Verminderung der Druckgradienten auf der flexiblen Klappe bereits beim Profilentwurf berücksichtigt, so kann das Profil für eine um etwa $\Delta x/l = 0,05 \div 0,08$ verlängerte Laminarstrecke auf der Oberseite ausgelegt werden. Dies führt auf der ganzen

Breite der Laminardelle zu einem verminderten Widerstand in der Grössenordnung von $\Delta c_w \approx 0,0003$.

d) Die durch eine flexible Wölbklappe erzielte Verbesserung der Reisegeschwindigkeit fällt vor allem bei schwacher Thermik ins Gewicht und beträgt dort je nach Flächenbelastung 2 bis 7 % gegenüber der starren Klappe. Die Leistungsverbesserung entspricht bei der SB8 einer Erhöhung der Streckung von $\lambda = 23$ auf etwa $\lambda = 27$.

e) Eine praktische Verwendung der flexiblen Klappe ist nur für ein Hochleistungssegelflugzeug zu empfehlen, welches vornehmlich bei mässigen Wetterverhältnissen, wie sie in Westeuropa vorherrschen, eingesetzt wird. Bei sehr guten Wetterverhältnissen fällt der Leistungsgewinn kaum ins Gewicht.

f) Vergleichsflüge der beiden bis auf die Bauweise der Klappen fast gleichen Flugzeuge SB8-V1 und SB8-V2 zeigten eine merkliche Leistungsverbesserung durch die flexible Klappe. Eine quantitative Bestimmung dieser Leistungsverbesserung konnte bisher im Flugversuch noch nicht durchgeführt werden.

Summary

Many of the modern high performance sailplanes are equipped with trailing edge flaps, which permit the adaptation of the wing section shape of the glider to a certain extent to the different requirements in the condition of climbing at high c_L in a thermal and gliding with low c_L between the thermals. A considerable improvement is expected, if a flexible rear part of the wing is used instead of a rigid flap. The HKS 3 sailplane (world champion 1958) was equipped with such a flap.

This paper presents comparison tests of a rigid and a flexible flap on two otherwise identical wings. The tests were performed at flight Reynolds numbers in the $3,6 \times 2,8 \text{ m}^2$ low speed wind tunnel of the Institute for Aerodynamics of the DFL Braunschweig. The basic wing section was a Wortmann FX 62-K-131 profile. Numerous pressure distributions and wake traverses were measured. Improvements in the order of 5 % of the average cross country speed can be expected, for the thermal conditions of Western Europe. Two high performance gliders, SB8-V1 and SB8-V2, have been built, one with a rigid flap the other with a flexible trailing edge part, but otherwise nearly identical. Comparison flights have shown that improvements in the performance have been achieved.

The investigations have been carried out in co-operation of the Institute for Aerodynamics of the DFL and the Akaflied Braunschweig.