

Dr. F. X. Wortmann, Böblingen

Widerstandsverminderung bei Segelflugzeugen¹⁾

Mehr als irgendein anderes Luftfahrzeug ist das Segelflugzeug auf einen niedrigen Strömungswiderstand angewiesen. Widerstand zu sparen ist jedoch fast so schwierig wie Geld zu sparen und kostet speziell beim Segelflugzeug besondere Anstrengungen, weil der Widerstand, anders als bei allen anderen Luftfahrzeugen, sowohl im Schnell- als auch im Langsamflug klein bleiben soll. Hinzu kommt, daß man eine durchgreifende Widerstandsverminderung nicht durch eine einzige Maßnahme, etwa durch Verwendung geeigneter Laminarprofile, erzielen kann. Es sind vielmehr die Summe vieler kleiner Verbesserungen und mühevoller Detailarbeit notwendig, wenn das Ergebnis deutlich den schon erreichten Stand der Technik übertreffen soll. Es mag deshalb erwünscht sein, einmal einfache Möglichkeiten zur Widerstandsverminderung bei Segelflugzeugen zusammenzustellen, die vor allem im zweiten Teil des Aufsatzes für einen größeren Kreis von Segelfliegern interessant sein dürften.

Allgemeiner Überblick

Bevor die Möglichkeiten einer Widerstandsverminderung diskutiert werden, sollte man eine Vorstellung von der Größe der einzelnen Widerstandsanteile besitzen, um den Einfluß einer bestimmten Verbesserung auf die Gesamtleistung besser zu übersehen. In Abb. 1 und 2 ist eine solche Aufgliederung für ein Flugzeug, wie es etwa die Ka 6 darstellt, einmal in Form einer Geschwindigkeitspolare, zum anderen in Form einer Auftriebs-Widerstandspolare dargestellt. Beide Darstellungen liefern einen Aufschluß über die Wirkung einer Widerstandsänderung in einem bestimmten Auftriebs- oder Geschwindigkeitsbereich. Leider gelten sie nur für den Geradeausflug und nicht auch für den Kreisflug. Der Einfluß beider Flugzustände fließt erst in der Reisefluggeschwindigkeit zusammen, die deshalb das geeignete Kriterium für eine optimale Auslegung des Segelflugzeuges ist. Aber das Problem der Auslegung sei hier ausgeklammert und Widerstandsverminderung sei lediglich im begrenzten Sinne als widerstandsarme Ausbildung aller Details verstanden. Trotzdem mag ein Hinweis nicht schaden: Eine Widerstandsabnahme von $\Delta c_w = 1 \cdot 10^{-3}$ im Schnellflugbereich, d. h. bei c_A -Werten von 0,2–0,5, vergrößert die Reisefluggeschwindigkeit

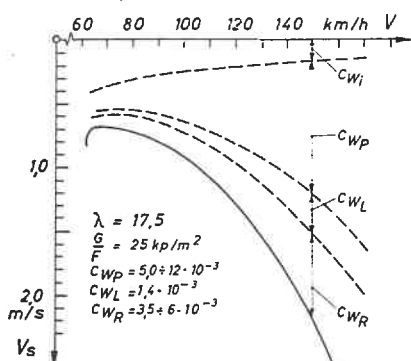


Abb. 1: Geschwindigkeitspolare eines Segelflugzeuges als Funktion der Teilwiderstände

um etwa 4 Prozent und praktisch unabhängig von den Aufwindverhältnissen. Eine gleichgroße Einsparung im Langsamflugbereich, d. h. bei c_A -Werten von 1,1–1,3, verringert die Sinkgeschwindigkeit etwa um 2,5 cm/s. Die Auswirkung auf die Reisefluggeschwindigkeit hängt stark von der Steiggeschwindigkeit ab: Bei einem mittleren Steigen von $v_{s1} \approx 0,5 \text{ m/s}$ ist der prozentuale Gewinn an Reisefluggeschwindigkeit etwa 4 Prozent, bei $v_{s1} \approx 1 \text{ m/s}$ sinkt er auf 2,2 Prozent und bei $v_{s1} \approx 2 \text{ m/s}$ auf 0,5 Prozent, d. h. eine Widerstandseinsparung im Schnellflugbereich wiegt im Hinblick auf die Reisefluggeschwindigkeit bei besseren Aufwindverhältnissen 2–8mal so schwer wie im Langsamflug.

Flügelgrundriß und Verwindung

In Abb. 1 und 2 ist der Anteil des induzierten

Widerstandes so gewählt, daß Vorder- und Hinterkante des Flügels Geraden bilden. Man übersieht sofort, daß der unverwundene Rechteckflügel besonders unzweckmäßig ist. Eine Verwindung um $\epsilon = -3^\circ$ wäre für den Schnellflugbereich um $c_A \approx 0,2-0,3$ schon recht günstig, liefert aber schon bei $c_A = 1,17$ einen Zusatzwiderstand $\Delta c_w = 2 \cdot 10^{-3}$. Die größere Verwindung von $\epsilon = -7^\circ$ muß ausscheiden, weil sie im Schnellflug ein $\Delta c_{wi} = 1 \cdot 10^{-3}$ liefert, das die Sinkgeschwindigkeit in Abb. 1 bei 160 km/h etwa um 23 cm/s erhöht oder die effektive Streckung von 17 auf etwa 7 reduziert. Ein wirklich brauchbarer Kompromiß ist deshalb mit einem rechteckigen Grundriß kaum zu finden.

Abb. 4 und 5 geben die induzierten Zusatzwiderstände für einfache Trapezflügel bei den gleichen Verwindungswinkeln an. Mit wachsender

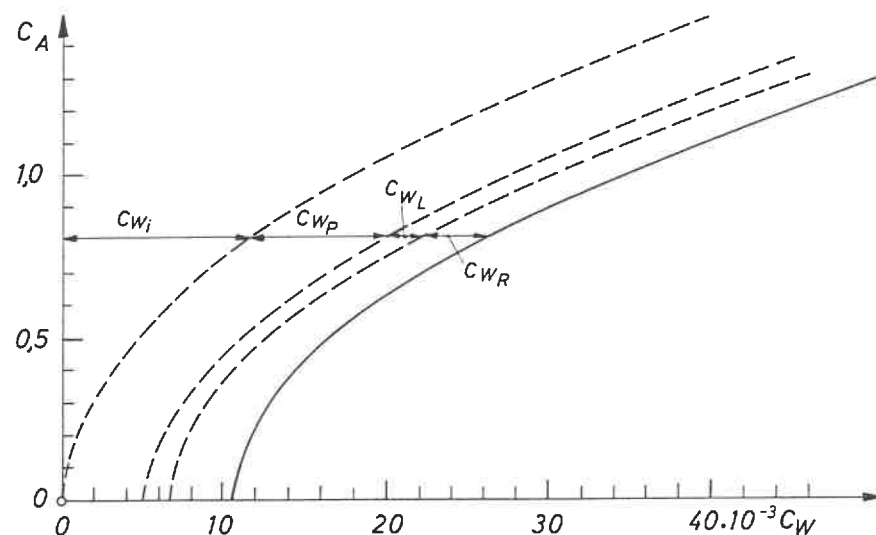


Abb. 2: c_A - c_w -Polare eines Segelflugzeuges mit Teilwiderständen

Widerstandes so angegeben, als handle es sich um einen Flügel der Streckung $\lambda = 17$ mit elliptischer Auftriebsverteilung, die sich bei variabler Anstellung bekanntlich nur mit elliptischem Grundriß erzielen läßt. Aus praktischen Erwägungen vermeidet man jedoch den elliptischen Grundriß und wählt stattdessen Trapez-, Doppelttrapez- und Rechtecktrapezflügel. Über die aerodynamischen Vor- und Nachteile solcher Grundrißformen soll in diesem Abschnitt kurz berichtet werden. Dabei stehen zwei Fragen im Vordergrund:

Um wieviel vergrößert sich der induzierte Widerstand gegenüber dem Idealfall einer elliptischen Auftriebsverteilung?

Wie verhalten sich die verschiedenen Flügelformen im Langsamflug?

In Abb. 3 ist der induzierte Zusatzwiderstand $\Delta c_{wi} = c_{wi} - c_{wi, ell}$ über den Auftriebsbeiwert c_A für einen Rechteckflügel der Streckung 15 mit drei verschiedenen Verwindungen aufgetragen. Der Verwindungsverlauf ist bei diesem und

Zuspitzung $T = \frac{t_{außen}}{t_{innen}}$ werden die Δc_{wi} -Kurven

zwar zunehmend flacher, ihre Minimalwerte jedoch wachsen an. Vergleicht man diese Kurven untereinander, so bieten der Rechteckflügel mit $\epsilon = -3^\circ$ Verwindung und der Trapezflügel mit $T = 0,4$ und $\epsilon = 0^\circ$ Verwindung offenbar den geringsten Zusatzwiderstand im Schnellflugbereich, oberhalb $c_A = 0,45$ wird dagegen der Trapezflügel mit $T = 0,6$ und $\epsilon = -3^\circ$ Verwindung überlegen.

Als nächstes soll noch untersucht werden, ob andere Grundrißformen vielleicht noch bessere Ergebnisse liefern können. In Abb. 7 ist z. B. das Δc_{wi} für einen Doppelttrapezflügel und in Abb. 6 und 8 für je einen Rechtecktrapezflügel dargestellt.

Ohne Verwindung sind die Δc_{wi} -Werte des Doppel- und Rechtecktrapezflügels durchweg wesentlich niedriger als beim einfachen Trapez-

¹⁾ Überarbeitete Fassung eines Vortrages beim OSTIV-Kurs 1964 in Varese

flügel. Bei $\epsilon = -3^\circ$ Verwindung ist der Doppeltrapezflügel jedoch schlechter als der Rechtecktrapezflügel in Abb. 6 und wird im Schnellflugbereich vom Trapezflügel mit $T = 0,4$ und $\epsilon = 0^\circ$ und vom Rechteckflügel mit $\epsilon = -3^\circ$ übertroffen. Die zweifellos günstigste Lösung sowohl für den Schnell- als auch Langsamflug bietet der

Rechtecktrapezflügel nach Abb. 8. Erstaunlicherweise bleibt beim Rechtecktrapezflügel das günstige Widerstandsverhalten auch dann noch erhalten, wenn sich die Schränkung von -3° nur auf den Trapezteil beschränkt, vgl. Abb. 9. Es mag noch erwähnt werden, daß die Streckung λ nur einen sehr geringen Einfluß auf die Abso-

lutwerte von Δc_{wi} hat. Die hier für $\lambda = 15$ dargestellten Werte Δc_{wi} gelten mit guter Näherung auch noch bis $\lambda = 25$.

Das zweite Kriterium für die Auswahl des Grundrisses und der Verwindung ist das voraussichtliche Überziehverhalten des Flügels beim Langsamflug. Damit dieser oft gefährliche Vorgang harmloser wird, sollte der Pilot das Überziehen möglichst automatisch spüren, und die Steuerfähigkeit des Flugzeuges sollte auch noch beim Unterschreiten der Minimalgeschwindigkeit erhalten bleiben. Man sorgt deshalb dafür, daß die Strömung am Außenflügel, d. h. im Querruderbereich, später abreißt als am Innenflügel. Die Wahl geeigneter Profile für den Innen- und Außenflügel ist eine Möglichkeit. Daneben ist der effektive Anstellwinkel eines Flügelstücks, der durch Grundriß und Verwindung beeinflusst wird, die zweite maßgebliche Größe.

In Abb. 10 ist z. B. der Verlauf des lokalen c_a -Wertes, der dem lokalen Anstellwinkel proportional ist, für den Rechteck- und zwei Trapezflügel dargestellt. Entsprechend der oben getroffenen Auswahl ist für die Zuspitzungen $T = 1,0$ und $0,6$ der Verwindungswinkel $\epsilon = -3^\circ$, und für $T = 0,4$ ist $\epsilon = 0^\circ$. Der Rechteckflügel liefert, wie erwartet, im Innenflügel große und im Außenflügel die kleinsten Anstellungen, dürfte also ein gutartiges Verhalten beim Überziehen garantieren. Es ist allerdings nicht zu übersehen, daß der mittlere c_a -Wert des Gesamtflügels 15 Prozent unter dem maximalen c_a -Wert in der Flügelmitte liegt, d. h. die Gutartigkeit des Flügels wird notwendigerweise mit einem Auftriebsverlust bzw. einer leichten Vergrößerung der Minimalgeschwindigkeit erkauft. Einen besseren Kompromiß liefert vermutlich der Trapezflügel mit $T = 0,6$, während der Trapezflügel mit $T = 0,4$ und 0° Verwindung bereits deutlich eine zu große Anstellung des Flügels im Bereich des Querruderanfangs zeigt.

In Abb. 11 sind die Anstell- bzw. Auftriebsverteilungen für den Doppeltrapez- und zwei Rechtecktrapezflügel angegeben. Es zeigt sich, daß der Rechtecktrapezflügel, dessen Zuspitzung bei etwa zwei Drittel der Halbspannweite beginnt, hinsichtlich des Überziehverhaltens, soweit es vom Grundriß beeinflusst wird, offensichtlich allen anderen Flügelformen überlegen ist; besitzt doch der gesamte Querruderbereich einen um $\Delta c_a = 0,06-0,10$ niedrigeren c_a -Wert als der Innenflügel. Bislang ist noch unberücksichtigt geblieben, daß der Flügel im Schnellflug auch noch elastisch verdrillt wird und eine zusätzliche Verwindung erfährt. In den Abb. 3-9 ist deshalb auch das Δc_{wi} für -7° Verwindung angegeben. Damit läßt sich bei Kenntnis der elastischen Verdrillung leicht abschätzen, wie groß das wirkliche Δc_{wi} im Schnellflug sein wird.

Von Interesse ist noch der Fall des Klappenflügels, dessen Klappen nur über einen Teil der Spannweite ausgefahren werden. Für unsere Überlegungen ist es dabei unwichtig, ob die Auftriebsverteilung durch eine Wölbungs- oder Tiefenvergrößerung oder durch eine Kombination beider Möglichkeiten geändert wird. Wird z. B. nur die Flügeltiefe über zwei Drittel der Halbspannweite um 20 Prozent vergrößert, so entsteht durch die recht ungleichmäßige Auftriebsverteilung ein beträchtlicher induzierter Zusatzwiderstand, der den des unverwundenen Rechteckflügels noch um etwa 30 Prozent übertrifft. Gleichzeitig wird die Anstellung im Querruderbereich z. B. beim unverwundenen Flügel größer als im Innenflügel. Bei Segelflugzeugen sollte deshalb die Wölbungs- oder Tiefenänderung möglichst längs der gesamten Spannweite angewendet werden.¹⁾

Obschon für den Kurven- und Schnellflug mit Wölbungsclappen nur geringe Klappenwinkel von etwa 15° nach oben und 10° nach unten in Frage kommen, bleibt es dennoch schwierig, die Querruderfunktion im Langsamflug sicherzustellen.

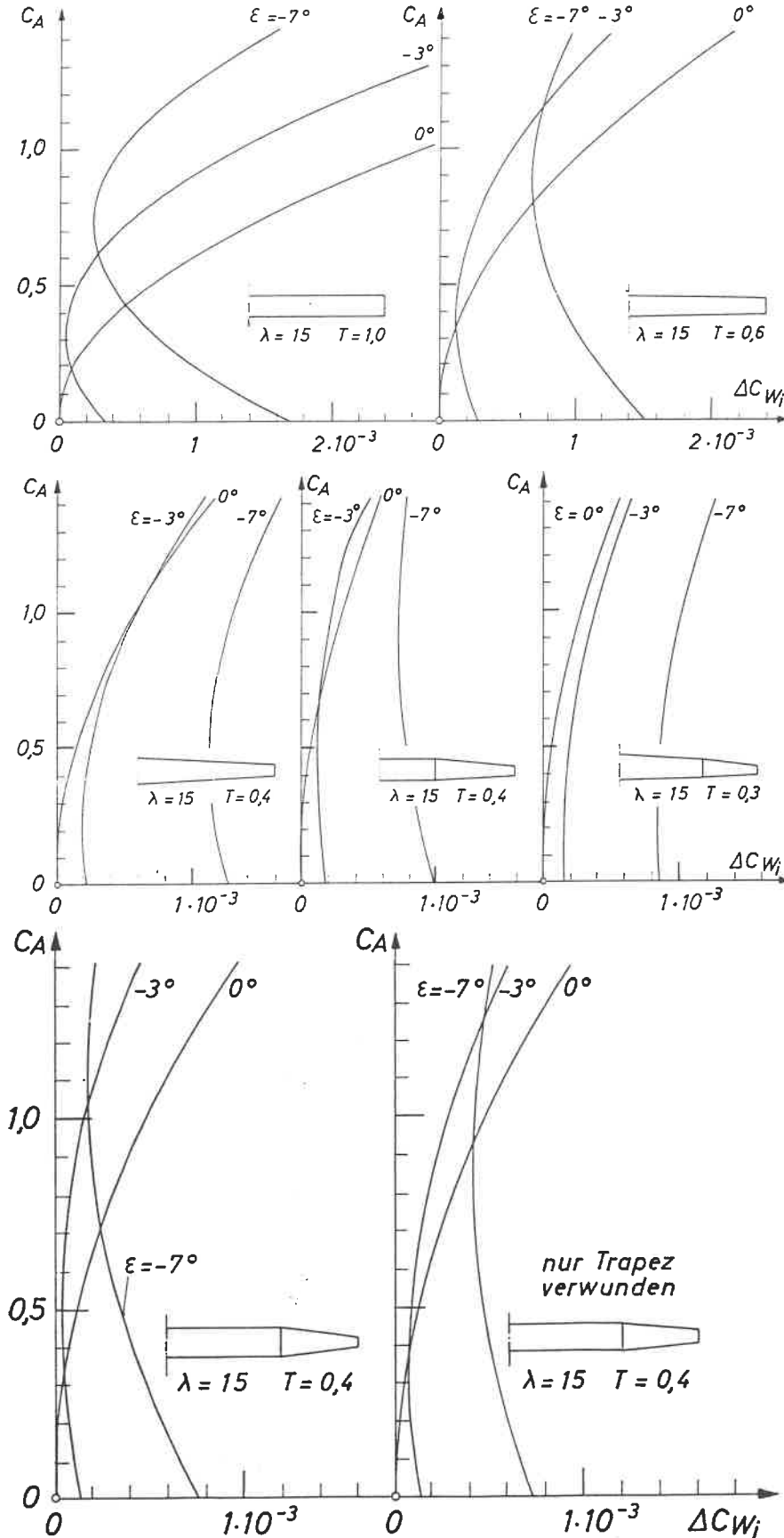


Abb. 3-9: Induzierte Zusatzwiderstände bei verschiedenen Flügelgrundrissen und je drei Verwindungswinkeln. Verwindungsverlauf für gerade Vorder- und Hinterkante

¹⁾ Die hier dargestellten Ergebnisse verdanke ich einer Studienarbeit von cand. aer. P. Borgwardt

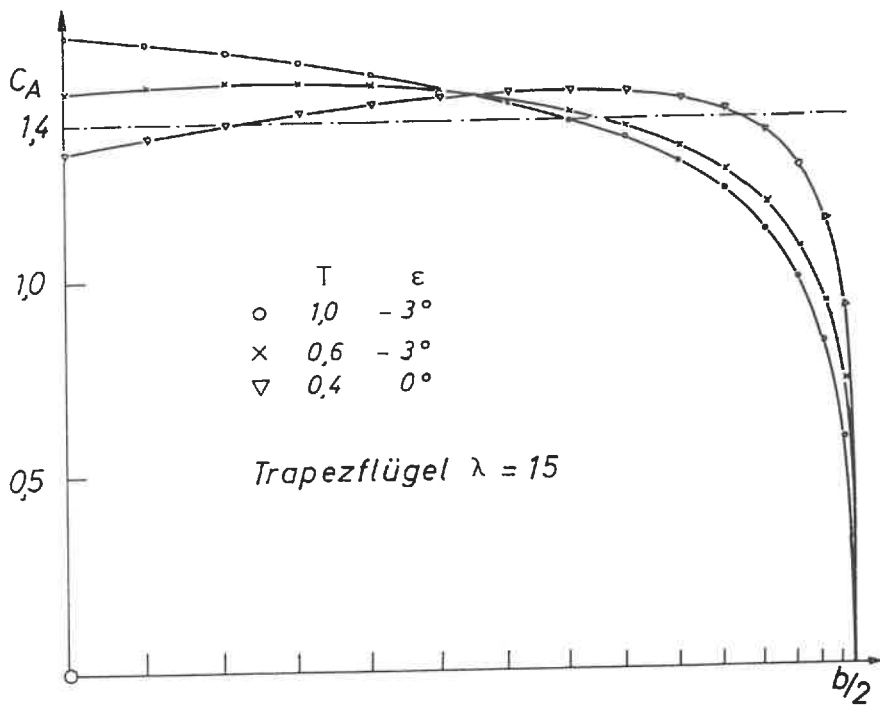


Abb. 10: Auftriebsverteilung bei Trapezflügeln mit $\lambda = 15$ und $c_A = 1,4$

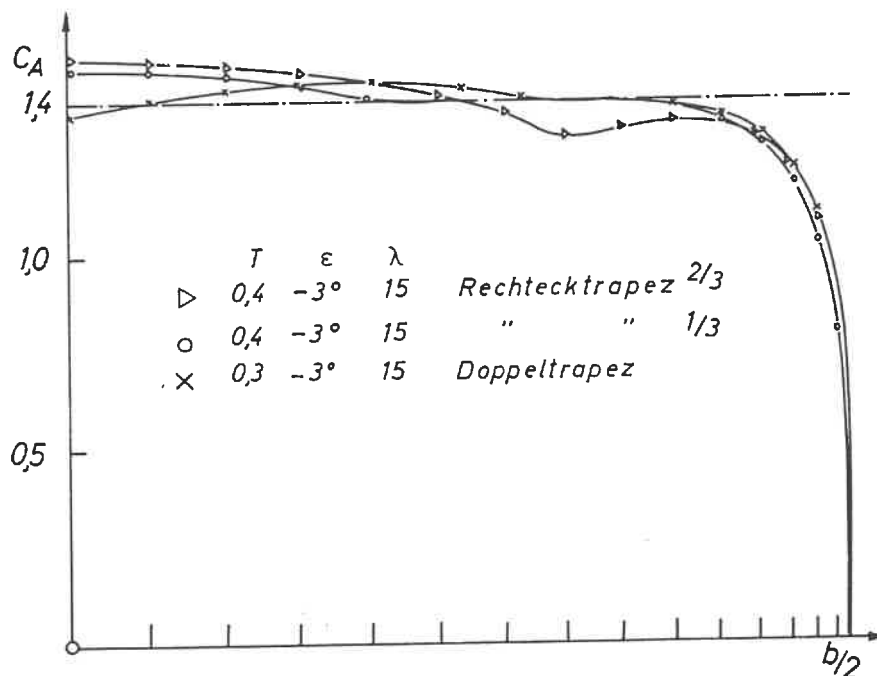


Abb. 11: Auftriebsverteilung bei Rechteck- und Doppeltrapezflügeln mit $\lambda = 15$ und $c_A = 1,4$

len. Erfahrungsgemäß treten zumindest bei einfachen Wölbungsclappen und Reynoldsschen Zahlen von 0,5-0,7·10⁶ bereits bei Klappenwinkeln von 15° nach unten größere Ablösungen auf.

Zusammenfassend läßt sich feststellen, daß ein leicht verwundener Rechtecktrapezflügel, dessen Zuspitzung etwa bei zwei Drittel der Halbspannweite beginnt, in aerodynamischer Hinsicht einen sehr günstigen Kompromiß darstellt: Der induzierte Zusatzwiderstand bleibt auch bei etwa -3° Verwindung sehr klein, und die Flugeigenschaften im Langsamflug dürften gutartiger sein als bei anderen Grundrissen. Nachteilig sind bei diesem Grundriß natürlich die größeren Beanspruchungen im Bereich der Flügelwurzel. Man braucht sich jedoch nicht streng an den hier untersuchten Grundriß zu halten.

Der Einfluß kleiner Änderungen läßt sich auf Grund der gegebenen Daten genügend gut übersehen.

Flügelprofilierung

Stärker noch als beim Flügelgrundriß richtet man sich bei der Wahl der Profilierung des Segelflugzeuges nach zwei aerodynamischen Kriterien: die Profilierung soll eine möglichst hohe Reisegeschwindigkeit und einen möglichst gutartigen Langsamflug garantieren. Der Einfluß der Profilierung auf die Reisefluggeschwindigkeit ist bei Berücksichtigung des Kreisflugs nicht einfach zu übersehen und erfordert gesonderte Untersuchungen [1]. Selbst bei sehr unterschiedlich profilierten Flügeln kann man gegebenenfalls gleich hohe Reisefluggeschwindigkeiten erzielen. Wählt man z. B. ein Profil,

dessen Widerstand im Schnellflugbereich besonders niedrig ist, wird dieser Vorteil durch große Widerstände im Langsamflug im allgemeinen wieder aufgehoben und umgekehrt. Geht man von bislang gemessenen Profilpolaren aus so zeigt sich, daß weder das eine noch das andere Extrem optimale Reisegeschwindigkeit liefert. Es scheint vielmehr am günstigsten zu sein, Profile mit extrem breiter Laminardelle zu verwenden, die Schnell- und Langsamflug gleichermaßen begünstigen. Eine ausführliche Begründung, in der allerdings meteorologische Besonderheiten unberücksichtigt geblieben sind ist in [2] gegeben.

Abgesehen von solchen Argumenten, die sich auf Betrachtungen der Reisegeschwindigkeit stützen, empfehlen sich Profile mit breiter Laminardelle noch aus anderen Gründen: Bei schwachen Aufwindverhältnissen bleibt man mit ihnen leichter oben, und wenn der Aufwind mit der Höhe zunimmt, liegt die kritische Höhe, deren Unterschreiten unweigerlich zur Landung zwingt, tiefer als bei andersartiger Profilierung. Natürlich kann man auch für eine Profilierung die den Schnellflug extrem begünstigt, einen Vorteil ins Feld führen, wenn man Wetterlager mit starken, aber sehr weit entfernten Aufwindfeldern annimmt. Es scheint allerdings, als zählten derartige Situationen eher zu den Seltenheiten.

Einen Flügel durchgehend nur mit einem einzigen Profil auszurüsten, ist in aerodynamischer Hinsicht nicht optimal, denn abgesehen von einer hohen Reisegeschwindigkeit sollte die Profilierung im Außenflügel noch weitere Forderungen erfüllen.

Für ein gutartiges Verhalten im Langsamflug sollte z. B. die Anstellwinkelspanne zwischen Null- und Maximalauftrieb im Außenflügel möglichst größer sein als im Innenflügel, und jenseits des Maximalauftriebs sollte der Abfall möglichst sanft erfolgen. Schließlich darf das Profil des Außenflügels auch keine ausgeprägte Laminardelle besitzen. Es könnte sonst in Schnellflug durch die elastische Verdrillung des Flügels dazu kommen, daß der Außenflügel bei niedrigen c_a -Werten aus der Laminardelle herausfällt und zu einer sehr wirksamen Bremsung wird. Beim engen Kreisen droht dem tieferliegenden Außenflügel eine ähnliche Gefahr, diesmal jedoch bei hohen Auftriebswerten. Vor allem aber sollte die Querruderwirksamkeit nicht durch unglücklich gewählte Profile beeinträchtigt sein.

Solche zusätzlichen und einander entgegengesetzten Wünsche lassen sich ohne eine gewisse Einbuße an Reisegeschwindigkeit nicht leicht erfüllen, zumal auch noch die Reynoldsschen Zahlen im Außenflügel mit 0,5-1,0·10⁶ recht gering sind. Eine Zusammenstellung einiger Profilformen, deren gemessene Polaren sowohl hohe Reisegeschwindigkeiten als auch die zuletzt erwähnten Ansprüchen einigermaßen gerecht werden, hat der Verfasser in [2] gegeben.

Widerstandsverminderung durch Laminarhaltung

Die bisherigen Überlegungen zur Wahl geeigneter Flügelgrundrisse und Profilformen lassen dem Konstrukteur keinen großen Spielraum. Hinsichtlich der Profilwahl ist er weitgehend auf Windkanalmessungen angewiesen, und hinsichtlich der Flügelgrundrisse kann er im Vergleich zu derzeitigen Konstruktionen zwar gewisse Vorteile, insgesamt jedoch nicht allzu große Fortschritte erzielen. Ganz im Gegensatz dazu bietet eine Laminarhaltung der Grenzschicht, die einer Verminderung des Widerstandes gleichzusetzen ist, wesentlich größere Möglichkeiten. Ein vollturbulenter bespüelter Flügel kann z. B. einen mehr als doppelt so großen Profilwiderstand bieten als ein Flügel, dessen Grenzschicht wenigstens teilweise laminar bleibt.

Das Prinzip der Laminarhaltung bietet also den wirksamsten Hebel zur Widerstandsvermind-

rung, der bei jedem Flugzeug mit Vorteil angesetzt werden kann. Alle Möglichkeiten lassen sich natürlich nur dann voll ausschöpfen, wenn man einen Neuentwurf von Anfang an und konsequent auf dieses Prinzip ausrichtet. Wegen seiner weitreichenden Bedeutung soll deshalb kurz auf das Phänomen des laminar-turbulenten Umschlags und dann auf die Voraussetzungen der Laminarhaltung eingegangen werden.

Die dünne, glattströmende „laminare“ Grenzschicht, die sich zunächst an den Oberflächen eines umströmten Körpers ausbildet, wächst normalerweise stromab kontinuierlich in ihrer Dicke an. Der anfänglich noch stabile, d. h. gegen Störungen unempfindliche Zustand wird bald instabil. Ob die instabile Grenzschicht früher oder später turbulent wird, hängt einerseits vom Grad der Instabilität, andererseits aber von der Größe der Störungen ab, die von der Außenströmung oder von der Wand her in die Grenzschicht hereingetragen werden. Solche Störungen werden, abgesehen von groben Fälen, die unmittelbar Turbulenz hervorrufen, in einer instabilen Grenzschicht verstärkt; ein Vorgang, der Zeit und eine gewisse Laufstrecke benötigt. Es ist einleuchtend, daß größere Anfangsstörungen unter sonst gleichen Bedingungen auch früher zur Turbulenz führen müssen. Bleiben aber die Störungen, die bei einem Flugzeug praktisch nur von den Unvollkommenheiten der Oberfläche, d. h. von Rauigkeiten und Wellen herrühren, genügend klein, spielt das Instabilitätsmaß oder die Art der Störungsverstärkung die wesentliche Rolle. Bei starren und undurchlässigen Oberflächen wird nun der Verstärkungsvorgang entscheidend vom Druckverlauf in Strömungsrichtung bestimmt.

Ein Druckgefälle zum Beispiel kann die laminare Grenzschicht so stabilisieren, daß der Umschlag erst bei Reynoldsschen Zahlen von $Re > 15 \cdot 10^6$ eintritt. Dabei ist die Reynoldssche Zahl mit der Lauflänge gebildet, die von der Vorderkante des Körpers bis zur Umschlagstelle reicht¹⁾. Bei Druckanstieg dagegen kann die entsprechende Reynoldssche Zahl auf $Re = 2 \cdot 10^6$, d. h. auf rund $\frac{15 \cdot 10^6}{700}$ zurückgehen. Bei verschwindendem Druckgradienten, wie z. B. bei einer ebenen Platte, liegt die entsprechende Reynoldssche Zahl des Umschlages bei etwa $3 \cdot 10^6$. Was diese Zahlen für Segelflugzeuge bedeuten, ist leicht aus der untenstehenden kleinen Tabelle abzulesen, die einige Reynoldssche Zahlen für einen Meter Lauflänge und drei Fluggeschwindigkeiten angibt.

km/h	m/s	Re/m
72	20	$1,33 \cdot 10^6$
108	30	$2,00 \cdot 10^6$
144	40	$2,66 \cdot 10^6$

Für einen Flügel mit einem Meter Tiefe genügt zum Beispiel auch noch im Schnellflug (bei 40 m/s) Druckkonstanz, um die Grenzschicht über die volle Tiefe laminar zu halten. Erst bei einer Länge von etwa 1,1 m würde die Reynoldssche Zahl den Wert $3 \cdot 10^6$ erreichen und die Grenzschicht turbulent werden. Andererseits kann bei Druckanstieg und 20 m/s Anströmgeschwindigkeit bereits eine Lauflänge von 1 cm zur vollen Turbulenzentwicklung genügen. Will man zum Beispiel eine Rumpfoberfläche im Schnellflug über 2 m Länge hinweg laminar halten, so benötigt man zur Stabilisierung der laminaren Grenzschicht überall wenigstens ein leichtes Druckgefälle. Anders ausgedrückt: Bei einem Segelflugzeugflügel tritt der Umschlag immer erst stromab der Stelle minimalen Druckes auf, bei einem glatten Rumpf wird der Umschlag wegen der größeren Reynoldsschen Zahlen schon etwas vor dem Druckminimum liegen. Der Druckverlauf eines umströmten Körpers wird durch seine Form und Anstellung bestimmt. Es leuchtet ein, daß die genaue Kenntnis des Zusammenhangs der Körperform mit der Druckverteilung durch theoretische oder experi-

¹⁾ Bei einer Geschwindigkeit von $u = 40$ m/s (145 km/h) bedeutet $Re = 15 \cdot 10^6$ eine Lauflänge von 5,6 m!
²⁾ ν = kinematische Zähigkeit, U_∞ = Fluggeschwindigkeit.

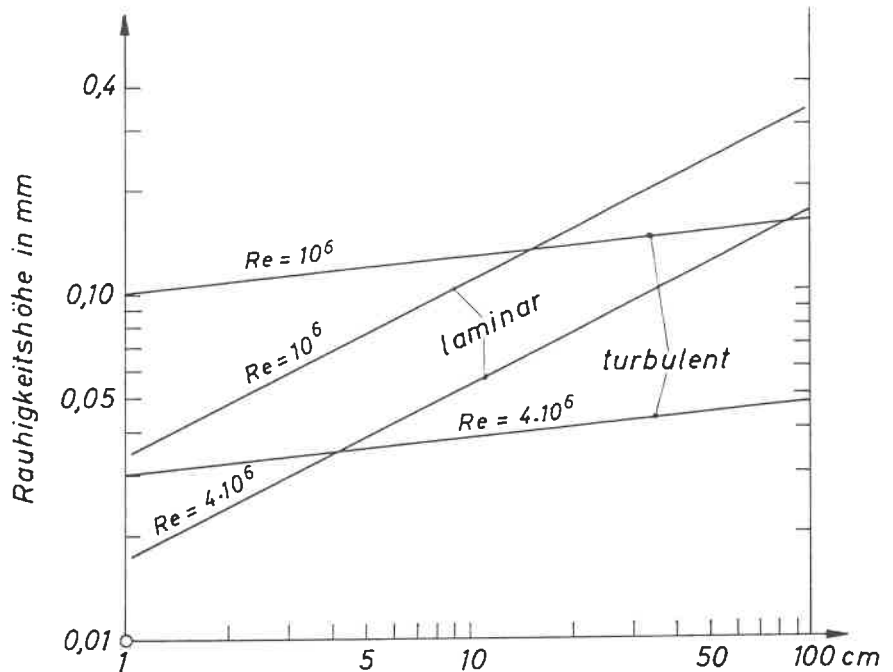


Abb. 12: Kritische Rauigkeitshöhen bei laminarer und turbulenter Grenzschicht für eine ebene Platte mit einem Meter Länge und zwei Reynoldsschen Zahlen

mentelle Verfahren für die Laminarhaltung ein wichtiges Hilfsmittel darstellen.

Andererseits ist aus den Reynoldsschen Zahlen des Umschlages abzulesen, daß die Laminarhaltung im Geschwindigkeitsbereich des Segelflugs bei geeignetem Druckverlauf verhältnismäßig einfach und leicht zu erreichen ist, vorausgesetzt, man kann einen weiteren Einfluß, nämlich die Störungen der laminaren Grenzschicht, genügend klein halten.

Erfreulicherweise ist die freie Atmosphäre im allgemeinen so geartet, daß von ihrer Seite praktisch keine Störungen in die Grenzschicht hereinkommen. Viele Segelflieger sind zwar der Ansicht, daß die Bögigkeit der Thermik einen ungünstigen Effekt auf Laminarprofile hat. Böen ändern jedoch in erster Linie die Anströmrichtung des Flugzeuges, und diese Änderung dürfte primär für den negativen Einfluß der Bögigkeit verantwortlich sein. Eine aus der Anströmung rührende Störung kommt deswegen praktisch nur bei Leitwerksflächen vor, wenn sie in den turbulenten Nachstrom des Tragflügels geraten.

Als Störungen kommen also hauptsächlich Unvollkommenheiten der Oberfläche wie Rauigkeiten und Wellen in Frage. Zum Glück ist die Grenzschicht gutmütig und reagiert auf solche Dinge erst dann, wenn ihre Höhe ein gewisses Maß erreicht. Die Grenzhöhe, von der ab der Umschlag beeinflusst wird, heißt kritische Rauigkeitshöhe k und beträgt etwa $1/13$ der Grenzschichtdicke. In Abb. 12 sind kritische Rauigkeitshöhen für eine ebene Platte mit einem Meter Tiefe und zwei typisch Reynoldsschen Zahlen angegeben. Will man diese Werte für andere Tiefen t und Reynoldszahlen $Re = \frac{U_\infty \cdot t}{\nu}$ bestimmen, kann man die Formel $\frac{k}{t} = \frac{0,35}{\sqrt{Re}} \sqrt{\frac{x}{t}}$ oder näherungsweise $k \approx \sqrt[3]{t} \approx \frac{1}{\sqrt{Re}}$ benutzen.

Bei gleichbleibender Geschwindigkeit variiert also die Höhe k z. B. längs der Spannweite mit $\sqrt[3]{t}$ oder bei einer Zuspitzung $T = 0,5$ muß k im Außenflügel etwa 30 Prozent kleiner als im Innenflügel sein. Die für die ebene Platte angegebenen Werte geben einen sehr brauchbaren Anhalt für die am Profil zulässigen Werte, wenn man beachtet, daß die Profilgrenzschicht durch das Druckgefälle im allgemeinen etwa 20–30% dünner als bei der ebenen Platte wird, d. h. die kritischen Rauigkeitshöhen sind von der Profilnase bis etwa zur maximalen Profildicke etwas kleiner als in Abb. 12 angegeben. Dabei han-

delt es sich um untere Grenzwerte, die von der laminaren Grenzschicht im ebenen Fall mit Sicherheit nicht „gespürt“ werden. Für Rumpfoberflächen, d. h. bei dreidimensionaler Strömung sind die kritischen Rauigkeitshöhen ebenfalls etwas geringer als in Abb. 12. Die Werte müssen dann im Rumpfvorderteil mit einem Faktor von etwa 0,7–0,6 multipliziert werden.

Daß die Grenzschicht im Rumpfvorderteil unter sonst gleichen Bedingungen dünner als bei der ebenen Platte wird, liegt in erster Linie am ständig wachsenden Umfang. Die den Körper umschließende Grenzschicht erfährt dadurch gewissermaßen eine seitliche Verdünnung und wächst deshalb in Strömungsrichtung langsamer an als bei einer ebenen Fläche. Umgekehrt ist es natürlich bei einer Kontraktion des Rumpfvorderteils: Das Grenzschichtmaterial fließt zusammen und kann mehr als doppelt so dick werden wie im ebenen Fall.

Es ist also keineswegs so, daß, wie man manchmal hören kann, bereits ein Fettfleck zur Turbulenz führt, vielmehr wird im allgemeinen nicht einmal ein grobes Schleifpapier zu unzulässigen Rauigkeiten führen. Lediglich in der unmittelbaren Umgebung der Flügel- oder Rumpfnase sind die Anforderungen höher.

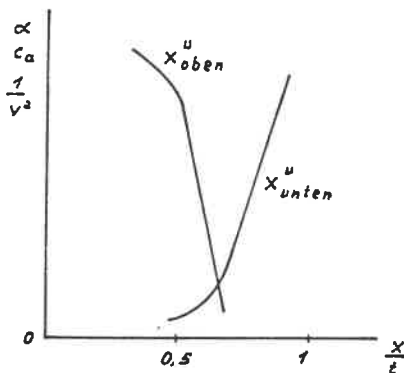
Wie kontrolliert man die Rauigkeitshöhe? Im Einzelfall natürlich durch Messung; in praxi genügt aber der Tastsinn der Fingerspitzen und Handinnenflächen vollauf. (Man erprobe das z. B. mit Tesafilm, der etwa $8 \cdot 10^{-2}$ mm dick ist.) Eine nicht mehr fühlbare Rauigkeit wird das kritische Maß weit unterschreiten. Schließlich sei noch betont, daß auch eine ideal glatte Oberfläche hinsichtlich der Laminarhaltung nicht mehr leisten kann als eine raue Fläche, die das kritische Maß an keiner Stelle überschreitet.

In Abbildung 12 sind zwei weitere Geraden eingezeichnet, die zwar mit der Laminarhaltung nichts zu tun haben, sondern das zulässige Rauigkeitsmaß für bereits turbulent gewordene Grenzschichten angeben. Bis zu diesem Maß ist eine Oberfläche „aerodynamisch glatt“. Größere Rauigkeiten vergrößern den Reibungswiderstand bei turbulenter Grenzschicht, z. B. bei Verdoppelung der Rauigkeitshöhe um rund 20 Prozent. Die angegebenen Werte sind ähnlich wie bei laminarer Grenzschicht sichere Grenzwerte, z. B. sind im Gebiet eines Druckanstiegs etwas größere Rauigkeiten noch zulässig. Abb. 12 läßt gleichzeitig den

starken Einfluß der Reynoldsschen Zahl erkennen: Bei turbulenter Grenzschicht muß die Oberfläche, abgesehen von den ersten 100 mm, noch glatter sein als bei laminarer Grenzschicht.

Die Frage, welche Oberflächenwelligkeit man als zulässig betrachten kann, ist nicht so eindeutig zu beantworten. Wahrscheinlich gibt es überhaupt keine „zulässige“ Welligkeit, weil zum Beispiel nach theoretischen Untersuchungen genügend viele aufeinanderfolgende Wellen immer eine Ablösung der laminaren Grenzschicht verursachen, auch wenn die Wellenamplitude noch so klein ist. Daß gleichzeitig der Umschlag wesentlich früher als bei wellenfreier Oberfläche eintritt, ist deshalb nicht verwunderlich.

Nun dürfte eine periodische Folge gleichartiger Wellen bei einer wirklichen Oberfläche ein seltener Ausnahmefall sein, wogegen einzelne isolierte Wellen häufig auftreten. Es ist wahrscheinlich, daß eine Welle, deren Amplitude nicht größer als die kritische Rauigkeitshöhe in Abb. 12 ist, kaum einen Einfluß auf die Lage des Umschlags hat. Es ist auch nicht ausgeschlossen, daß bestimmte Wellenlängen durch eine Art Resonanz gefährlicher sind als andere. Bei Wellenlängen von etwa 80–150 Rauigkeitshöhen könnte dies der Fall sein. Ein verfrühter Umschlag bedeutet in erster Linie einen größeren Reibungswiderstand, aber unter ungünstigen Bedingungen wie z. B. bei ausgeschlagenen Querrudern im Außenflügel ist damit meistens auch noch eine Ablösung der turbulenten Grenzschicht verbunden, die sehr schnell zu viel größeren Widerständen führt.



Skizze 1

Man sollte deshalb nicht nur die Güte der Oberflächen, sondern auch die Lage der Umschlagsfronten im Flugversuch kontrollieren. Bei einem Tragflügel zum Beispiel muß sich, qualitativ für die Umschlagslage, für verschiedene Anstellwinkel α (oder c_a -Werte oder Geschwindigkeiten v) ein Bild wie in Skizze 1 ergeben. Liegen für die verwendeten Profile entsprechende Windkanalmessungen vor, kann man durch einen Vergleich feststellen, ob man die Werte auch im Flug erreicht und wo gegebenenfalls Abweichungen davon auftreten. Bei Übereinstimmung der Umschlagslage ist man gleichzeitig auch sicher, daß die Widerstandswerte gleich groß wie im Windkanal sind.

Im Flugversuch ist die Umschlagsbeobachtung jedoch nicht so einfach wie im Windkanal, wo man durch ein simples Hörrohr das leise Singen der laminaren Grenzschicht leicht vom lauten, groben Geräusch der Turbulenz unterscheidet. Auch sollte man bei fest eingebauten Sonden wenigstens etwa 20 Stellen je Halbspannweite beobachten können. Mikrophone zum Abhören der Grenzschicht sind wegen ihrer Empfindlichkeit gegenüber Körperschall weniger geeignet. Das gleiche gilt für Gesamtdrucksonden wegen der kleinen Staudrucke.

Mein Mitarbeiter Dipl.-Phys. D. Althaus hat deshalb eine einfachere und sichere Methode

zur Umschlagsbeobachtung an Segelflugzeugen ausgearbeitet, über die er in Kürze berichten wird.

Wölbungsclappen und Bremsen

Nach diesem kurzen Ausflug über Wesen, Voraussetzungen und Kontrolle der Laminarhaltung nach einige Bemerkungen über Bremsen und Wölbungsclappen. Normalerweise wird eine laminare Grenzschicht spätestens im Bereich der Bremsklappe turbulent. Entweder verschwindet die Klappe nicht bündig in der Oberfläche, oder sie ist gegenüber der Druckdifferenz zwischen Flügelober- und -unterseite nicht dicht. Beide Ursachen sind aber vermeidbar und es ist nicht immer angezeigt, mit den Bremsen bis zu 70 Prozent der Profiltiefe oder noch weiter zurückzugehen. Am günstigsten dürfte vor allem dann, wenn noch Wölbungsclappen folgen, der Bereich zwischen 50–65 Prozent der Tiefe sein, weil hier die laminare Grenzschicht bereits relativ dick und damit die kritische Rauigkeitshöhe groß ist und andererseits die Profildicke noch reichlich Platz zum Einbau läßt. Um das Dichtproblem zu erleichtern, sollte man die Ober- und Unterseitenklappe in getrennten Kammern unterbringen und die gemeinsame Achse auf der Trennwand der Kammern dichten. Die Bündigkeit der Klappen wird sich wegen der elastischen Biegung des Flügels wohl nur durch einen elastisch mit der Klappe verbundenen Deckstreifen erzielen lassen. Der vertikale Spalt zwischen Deckstreifen und Flügelhaut darf maximal etwa 0,5–0,8 mm betragen. Nach Möglichkeit sollte aber auch der Deckstreifen noch im gewissen Maß die Klappenkammer abdichten, weil in Strömungsrichtung im allgemeinen ein Druckanstieg vorliegt, durch den es am hinteren Streifenpalt herein- und am vorderen herausströmen kann.

Wölbungsclappen und Querruder bieten infolge der kleinen Reynoldsschen Zahlen besondere Schwierigkeiten. Es wird noch einiger Untersuchungen bedürfen, bevor man wirklich gute Lösungen angeben kann. Vom konstruktiven Standpunkt sind Drehachsen an der Flügeloberseite erwünscht. In aerodynamischer Hinsicht ist jedoch die nach unten ausgeschlagene Klappe besonders ablösegefährdet, und der Knick in der oberen Kontur vergrößert diese Gefahr noch beträchtlich.

Durch eine Ablösung auf der Flügelseite, die durch den Querruderausschlag angehoben werden soll, wird nicht nur das Rollmoment kleiner, der größere Widerstand verstärkt auch noch das unerwünschte negative Rollgermoment. Beim Querruder mag man solche Nachteile noch hinnehmen mit dem Argument, das Ruder werde nur zeitweise und meistens nur mit kleinen Winkeln bis etwa 5° ausgeschlagen. Beim Klappenflügel dagegen ist die mit etwa $+10$ oder -15° ausgeschlagene Klappe eine Dauer-einrichtung, und es kommt entscheidend darauf an, was die Klappe bei diesen größeren Winkeln leisten kann. Der geringe Erfolg älterer Klappenflugzeuge beweist zur Genüge, daß diese Formel nicht automatisch zu größerer Leistungsfähigkeit führt, sondern speziell entwickelte Profile erfordert [2]. Zweifellos sind die Fragen, die Klappenprofile bei Segelflugzeugen stellen, bislang erst lückenhaft bearbeitet, und Fortschritte sind durchaus noch zu erwarten.

Rumpf

Eigentlich ist es erstaunlich, wie wenig die Konstrukteure von Segelflugzeugen, die mit soviel Aufmerksamkeit Laminarprofile verwenden, die Möglichkeiten zur Widerstandsverminderung bei Rumpfen ausnutzen. Dabei zeigt eine simple Rechnung, wie etwa aus Abb. 1 oder 2 herauszulesen ist, den im Schnellflug ganz beträchtlichen Einfluß des Rumpfwiderstandes. Zwei wesentliche Möglichkeiten bieten sich an: die Laminarhaltung der Grenzschicht im Rumpfvorderteil und die Oberflächenreduzierung des

Leitwerksträgers. Die erstere allein vermag den Widerstand auf die Hälfte des vollturbulenten Rumpfes zu reduzieren.

Bis in den Bereich der Flügelvorderkante ergeben sich im Schnellflug Reynoldszahlen von etwa $6 \cdot 10^6$, bei denen sich die Grenzschicht durch ein schwaches Druckgefälle leicht laminar halten läßt. Man muß allerdings für eine passende Rumpfform und für eine dichte und glatte Oberfläche des vorderen Rumpfes sorgen. Man muß also im Rumpfvorderteil auf Gesamtdrucksonden, Kabinenbelüftung, Schleppkuppelung, Kufen, Entwässerungslöcher und abnehmbare Hauben und andere überkritische Rauigkeiten verzichten. Solche Forderungen bieten keine ernsthaften Schwierigkeiten und werden von einzelnen Segelflugzeugen¹⁾ bereits verwirklicht. Ein Problem bleibt jedoch der Ein- und Ausstieg des Piloten, und bei aller Begeisterung für eine vollendete Aerodynamik muß man dem Piloten einen primären Anspruch auf ein genügendes Maß an Sicherheit und Bequemlichkeit einräumen.

Bei vielen neuen Entwürfen scheint man jedoch weniger daran gedacht zu haben, das notwendigerweise abnehmbare Stück der Haube bündig und dicht in die Rumpfkontur zu bringen. Vielmehr gewinnt man den Eindruck, als suchte man das Heil in minimalen Rumpfquerschnitten mit liegenden Piloten und extrem langen Hauben. Bei näherem Hinsehen findet man dann alle Voraussetzungen für vollturbulente Oberflächen erfüllt und weiß, daß hier ein Irrtum vorliegt, der äußere Eleganz mit aerodynamischer Güte verwechselt. Hinsichtlich ihres Widerstandes sind solche Rumpfe nicht besser als die konventionellen Rumpfformen, wie sie etwa die Ka 6 besitzt.

Es gibt verschiedene Typen, bei denen die Haube wie in Skizze 2 ausgebildet ist. Durch



Skizze 2

die schwach konkave Ecke löst sich die laminare Grenzschicht im Mittelabschnitt ab, und das führt unweigerlich beiderseits der Haube zu einem turbulenten Wirbelstreifen. Meistens trifft dieses turbulente Gebiet auch noch die ohnehin gefährdete Flügelwurzel, und besonders im Langsamflug entsteht dann sekundär im Gebiet des Rumpf-Flügelübergangs ein Verlust, der noch viel größer ist als der Reibungsverlust an der Haube. Hier gilt das gleiche wie oben: Ein fühlbarer Gewinn ist im Vergleich mit konventionellen Haubenformen nicht zu erwarten.

Wenn man auf eine wesentliche Verbesserung wirklich Wert legt, sollte man konsequent sein und jedes Detail gewissenmaßen mit den Augen eines Grenzschicht-Ingenieurs prüfen. Die Rumpfkontur darf zur Laminarhaltung weder im Querschnitt, erst recht aber nicht im Längsschnitt Knick aufweisen, das heißt eine „eingestakte Haubenform“ ist eine Voraussetzung. Die „Haube“, d. h. der transparente Teil des Rumpfes, sollte dabei zweckmäßigerweise aus einem vorderen, fest mit dem Rumpf verbundenen und einem abnehmbaren Teil bestehen. Die Rumpfkontur sollte man möglichst von Formen dicker Laminarprofile herleiten, damit man lokale Übergeschwindigkeiten vermeidet und auch bei mäßigen Anstell- oder Schiebewinkeln ein monotonen Druckgefälle erhalten bleibt. Wenn das Rumpfvorderteil völlig glatt und

¹⁾ Die D-36 der Akaflieg Darmstadt dürfte wohl das erste Flugzeug sein, bei dem die hier entwickelten Vorstellungen nahezu vollständig angewandt wurden.

dicht ist, kann man versuchen, die Grenzschicht auch über dem abnehmbaren Teil der Haube hinweg laminar zu halten. Am ehesten ist das möglich, wenn man die Trennfuge möglichst weit rückwärts verlegt in ein Gebiet mit größerer kritischer Rauigkeitshöhe. Durch eine Nut- und Federkonstruktion an der vorderen und unteren Trennfuge könnte die glatte Außenkontur wahrscheinlich sogar beim alltäglichen Flugbetrieb erhalten bleiben. Vielleicht läßt sich dadurch die Trennfuge gleichzeitig auch noch dichten. Es besteht ja an der Außenhaut im Gebiet des größten Rumpfquerschnittes ein Unterdruck von etwa 10–20 Prozent des Staudrucks, und durch undichte Stellen strömt es aus der Kabine aus, wodurch eine laminare Grenzschicht sofort turbulent wird. (Bei früheren Weltmeisterschaften sah man gelegentlich mit Dichtungstreifen abgeklebte Hauben. Diese Methode dürfte dem Piloten das Aussteigen zumindest erschweren und kann nicht als Lösung des Dichtproblems angesehen werden, selbst wenn die Rauigkeitshöhe der Streifen unterkritisch wäre.)

Über die hintere Trennfuge des abnehmbaren Haubenteils hinweg wird man die Grenzschicht wohl schwerlich noch laminar halten können: Einerseits wegen der Druckverteilung, andererseits muß man für die Längenänderung des Plexiglasses durch Temperaturwechsel einen gewissen Spielraum lassen. Trotzdem sollte man die hintere Trennfuge mit Rücksicht auf den Rumpfflügelanschluß keinesfalls als Entlüftungsspalt ausbilden, sondern für eine elastische Dichtung sorgen.

Wenn man schon das nicht ganz einfache Konzept eines glatten und dichten Rumpfvorderteils mit einer laminaren Grenzschicht bis zum Flügel verfolgt, muß man natürlich auch die Lüftung diesem Ziel unterordnen. Die Zuluft könnte man einem Einlaufdiffusor oder einer Fanghute stromab des Umschlags an der Rumpfseitenwand, etwa unter dem Flügel, entnehmen und durch flache Kanäle nach vorn in die Kabine leiten, wo sie aus Schlitzen heraus an die Haubeninnenseiten strömt. Die Abluft läßt man zweckmäßigerweise durch den Rumpf gehen und in der Nähe des Sporns, das heißt auf der Rumpfunterseite durch eine besondere Öffnung austreten.

In gleicher Weise darf man auch den Gesamtdruck nicht im vorderen Rumpfgebiet entnehmen. Die Gesamtdrucksonde selbst besteht ja nur aus einem vorn offenen Rohr, dessen Wandstärke klein sein soll im Verhältnis zum Innendurchmesser. An sich gibt es für die Unterbringung der Sonde viele Möglichkeiten, kann man doch den Gesamtdruck überall richtig messen, wenn man nur außerhalb der Grenzschicht und außerhalb von Ablösegebieten mißt. Aus praktischen Gründen ist die Auswahl der Einbaustellen jedoch eingeschränkt: An den Rumpfseitenwänden ist sie ein Hindernis bei der Flügel-

montage, an der Rumpfunterseite droht Verschmutzung und Beschädigung, auf dem Rumpfrücken gerät sie bei kleinen Abständen leicht in abgelöstes Grenzschichtmaterial. Eine zweckmäßige und schon oft gewählte Einbaustelle dürfte die Spitze des Seitenleitwerks sein, wenn die Einstellzeit des Fahrmessers genügend klein bleibt. Mit einer Druckleitung, die nur 3 mm Innendurchmesser besitzt, läßt sich das im allgemeinen genügend gut erreichen.

Die Bohrungen für den statischen Druck können zwar auch in der Gesamtdrucksonde untergebracht sein (Prandtlrohr). Einfacher und zweckmäßiger dürften jedoch Bohrungen auf einem Rumpfquerschnitt sein, der etwa eine Leitwerkstiefe vor dem Leitwerk liegt. Vier oder mehr Bohrungen sollten auf dem Umfang ein Kreuz bilden, dessen Lage 45° gegen die Lotrechte verdreht ist. Wenn diese Bohrungen untereinander verbunden werden, ist der mittlere statische Druck ziemlich unabhängig von einer Schräganströmung des Rumpfes.

Hat man den Umschlag auf der Rumpfoberfläche bis zum Flügel verzögert, darf man um so unbedenklicher an die zweite Möglichkeit der Widerstandsverminderung denken: Man schnürt den Rumpfquerschnitt ein und verkleinert damit die turbulent bespülte Oberfläche. Dies entspricht gleichzeitig einem nützlichen Grenzschichtprinzip, bei dem man den Hauptteil eines Druckanstiegs (der ja mit der Einschnürung verbunden ist) der soeben turbulent gewordenen Grenzschicht aufbürdet. Bei Rümpfen mit Einziehfahrwerk darf man den Querschnitt ohne große Bedenken relativ bald bis auf den aus Festigkeitsgründen erforderlichen Wert reduzieren. Nur achtet man auf einen runden Übergang in das kegelige Endstück. Schwieriger ist es, eine optimale Rumpfkontur für ein fest eingebautes Rad anzugeben, weil der Radwiderstand durch Einschnürung der Rumpfkantur vergrößert wird.

Natürlich sind diese Überlegungen in ihrer Gesamtheit nur bei einem Neuentwurf zu berücksichtigen, bei einem gegebenen Flugzeug hat man einen sinnvollen Kompromiß zu schließen: Bei einer Ka 6 z. B. ist es durchaus lohnend, die Rumpfnase dicht und glatt zu bauen, aber sinnlos wäre es, die Lüftung zu ändern, weil im Knick zwischen Haube und Rumpf ohnehin eine turbulente Wirbelwalze vorliegt. Es ist gleichfalls lohnend, das feste Rad allseitig mit Ausrundungen vorn und an der Seite zu versehen: Nach Windkanalmessungen ist der Widerstandsbeiwert eines halbversenkten Rades für ein Flugzeug mit den Abmessungen der Ka 6 unverkleidet $c_w = 5,0 \cdot 10^{-4}$. Er sinkt auf $3,8 \cdot 10^{-4}$ durch kleine Ausrundungen und auf $2 \cdot 10^{-4}$ durch eine primitive Abflußhaube, die vom vollen Radquerschnitt ausgeht.

Zum Abschluß noch eine Bemerkung zum Antenneneinbau: Man findet gelegentlich noch eine senkrecht aus der Rumpfoberfläche heraus-

ragende Antenne. Ihr Widerstand ist etwa ebenso groß wie der einer Höhenleitwerkshälfte.

Leitwerk

Bei einem Leitwerk, das aus Flosse und Ruder besteht, sollte man die Profilierung u. a. nach Lage der Ruderachse auswählen, damit der Umschlag mit Sicherheit kurz vor dem Ruder eintritt. Genau wie beim Querruder hat man auch hier den Ruderspalt sorgfältig abzudichten. Es ist üblich geworden, bei Höhenleitwerken recht dünne Profile mit 6–9 Prozent relativer Dicke zu verwenden. Bei diesen geringen Profildicken spielt die Profilform hinsichtlich des Widerstandes eine untergeordnete Rolle. Eine Ausnahme ist jedoch beim Pendelruder angebracht: Hier kann man an Profile mit langer Laminarstrecke denken, wie z. B. die NACA-Profile der Reihe 66. Allerdings muß man diese Formen etwas modifizieren, damit der plötzliche Übergang zum Druckanstieg bei etwa 60 Prozent der Tiefe nicht zu einer Ablösung der laminaren Grenzschicht führt. Auch ist das konstruktive Problem nicht zu übersehen: Wünschenswert ist eine Schwerpunktlage nahe der Drehachse, d. h. bei 20–25 Prozent der Tiefe. Die zur Laminarhaltung notwendige Oberflächengüte hinter der Drehachse erfordert also einen extremen Leichtbau.

Eine Pfeilung des Leitwerks ist unangebracht, weil eine Pfeilung einen ungünstigen Einfluß auf die Laminarhaltung ausübt. Insbesondere sollte man nicht die Leitwerksflächen mit keilförmigen Verlängerungen im Rumpf beginnen lassen, sondern nur kurze Ausrundungen benutzen. Der keilförmige Flossenansatz bringt mit seiner extremen Pfeilung die Turbulenz der Rumpfgrenzschicht nach außen, und der Anteil der turbulent bespülten Oberfläche am Leitwerk wird unnötig vergrößert.

Die hier gegebene Zusammenstellung über einige Möglichkeiten der Widerstandsverminderung ist weder vollständig und noch in allen Punkten neu. Auch mußten an vielen Stellen statt präziser Daten allgemeine Empfehlungen treten. Dennoch dürfte eine konsequente Anwendung der vorgetragenen Gedanken, die ja relativ einfach und ohne großen technischen Aufwand realisierbar sind, immer noch eine fühlbare Leistungssteigerung ermöglichen.

Und diese Chance, das sei abschließend nochmals betont, hat nicht nur der Konstrukteur, sondern zu einem guten Teil jeder Segelflieger, der sich nicht nur mit liebevollen, sondern auch wissenden Augen um sein Flugzeug bemüht.

Literatur:

[1] F. X. Wortmann, K. Schwörer: „Einfluß der Profildicken auf die Flugleistungen von Segelflugzeugen“, Schweiz. Aero-Revue, September 1963. Oder OSTIV Publikation VII.

[2] F. X. Wortmann: „Einige Laminarprofile für Segelflugzeuge“, Schweiz. Aero-Revue, November 1963. Oder OSTIV Publikation VII.

Ka 6 CR

Rhönsegler

erfolgreichstes Segelflugzeug der Standardklasse
Ostiv-Preis 1958

Heinz Huth, Weltmeister 1960
Heinz Huth, Weltmeister 1963



**K 7 der Doppelsitzer für Schulungs- und Leistungsflug
K 8b ein Einziger für Übungs- und Leistungsflug**

**Flugzeugbau Alexander Schleicher
Poppenhausen an der Wasserkuppe**