

Widerstandsverminderung bei Segelflugzeugen

Von Dr. F. X. Wortmann, Böblingen¹

Einleitung

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 ist vielmehr die Summe vieler kleiner Verbesserungen und eine mühevoll 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.

1. Allgemeiner Überblick

Bevor die Möglichkeiten einer Widerstandsverminderung diskutiert werden, sollte man eine Vorstellung von der Grösse der einzelnen Widerstandsteile 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 andern 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, das heisst bei c_a -Werten von 0,2 bis 0,5 vergrössert sich die Reisefluggeschwindigkeit um etwa 4% und praktisch unabhängig von den Aufwindverhältnissen. Eine gleich grosse Einsparung im Langsamflugbereich, das heisst bei c_a -Werten von 1,1 bis 1,3 verringert die Sinkgeschwindigkeit etwa um 2,5 cm/s. Die Auswirkung auf die Reisegeschwindigkeit hängt stark von der Steiggeschwindigkeit ab: bei einem mittleren Steigen von $v_{St} \approx 0,5$ m/s ist der prozentuale Gewinn an Reisefluggeschwindigkeit etwa 4%, bei $v_{St} \approx 1$ m/s sinkt er auf 2,2%, und bei $v_{St} \approx 2$ m/s auf 0,5%, das heisst eine Widerstandseinsparung im Schnellflugbereich

wiegt im Hinblick auf die Reisefluggeschwindigkeit bei besseren Aufwindverhältnissen 2 bis 8 mal so schwer als im Langsamflug.

2. Flügelgrundriss und Verwindung

In Abb. 1 und 2 ist der Anteil des induzierten 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-, Doppeltrapez- und Rechtecktrapezflügel. Über die aerodynamischen Vor- und Nachteile solcher Grundrissformen soll in diesem Abschnitt kurz berichtet werden. Dabei stehen zwei Fragen im Vordergrund:

a) Um wieviel vergrössert sich der induzierte Widerstand gegenüber dem Idealfall einer elliptischen Auftriebsverteilung?

b) Wie verhalten sich die verschiedenen Flügelformen im Langsamflug?

In Abb. 3 ist der induzierte Zusatzwiderstand $\Delta c_{wi} = c_{wi} - c_{wiell}$ über dem Auftriebsbeiwert c_a für einen Rechteckflügel der Streckung 15 mit drei verschiedenen Verwindungen aufgetragen. Der Verwindungsverlauf ist bei diesem und allen folgenden Beispielen so gewählt, dass Vorder- und Hinterkante des Flügels Geraden bilden. Man übersieht sofort, dass der unverwindene Rechteckflügel besonders unzweckmässig ist. Eine Verwindung um $\varepsilon = -3^\circ$ 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 $\Delta c_w \approx 2 \cdot 10^{-3}$. Die grössere Verwindung von $\varepsilon = -7^\circ$ 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 Zuspitzung $T = \frac{t_a}{t_i}$ werden die

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

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

Ohne Verwindung sind die Δc_{wi} -Werte des Doppel- und Rechtecktrapezflügels durchwegs wesentlich niedriger als

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

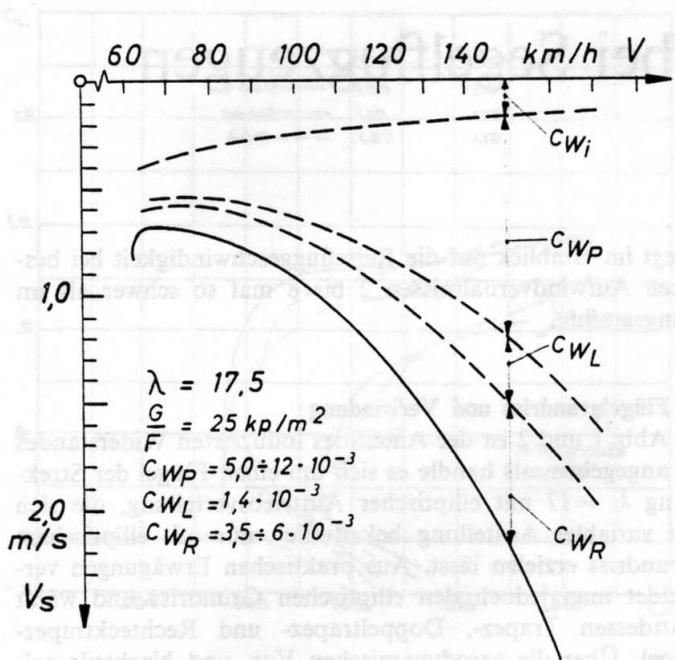


Abb. 1
Geschwindigkeitspolare eines Segelflugzeuges als Funktion der Teilwiderstände

beim einfachen Trapezflügel. Bei $\varepsilon = -3^\circ$ Verwindung ist der Doppeltrapezflügel jedoch schlechter als der Rechtecktrapezflügel in Abb. 6 und wird im Schnellflugbereich vom Trapezflügel mit $T = 0,4$ und $\varepsilon = 0^\circ$ und vom Rechteckflügel mit $\varepsilon = -3^\circ$ 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 Absolutwerte von $\mathcal{J}C_{wi}$ hat. Die hier für $\lambda = 15$ dargestellten Werte $\mathcal{J}C_{wi}$ gelten mit guter Näherung auch noch bis $\lambda = 25$.

Das zweite Kriterium für die Auswahl des Grundrisses und der Verwindung ist das voraussichtliche Überziehver-

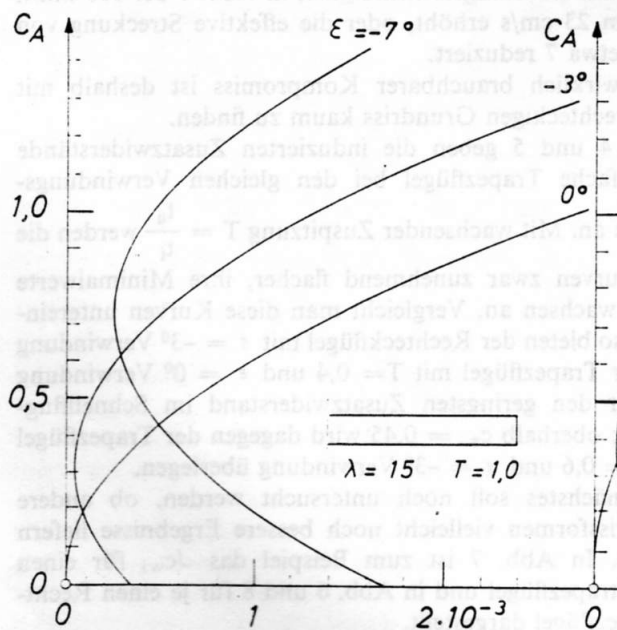


Abb. 3 Induzierte Zusatzwiderstände beim Rechteckflügel mit $\lambda =$ und drei Verwindungswinkel

halten 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 im Aussenflügel, das heisst

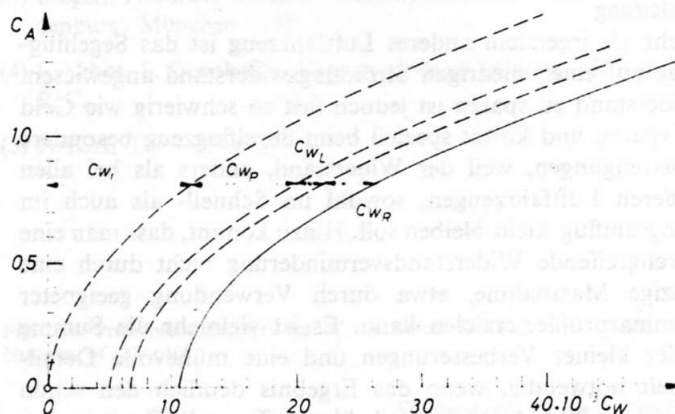


Abb. 2
 $c_a - c_w$ -Polare eines Segelflugzeuges mit Teilwiderständen

im Querruderbereich später abreisst als im Innenflügel. Die Wahl geeigneter Profile für den Innen- und Aussenflügel ist eine Möglichkeit dazu. Daneben ist der effektive Anstellwinkel eines Flügelstücks, der durch Grundriss und Verwindung beeinflusst wird, die zweite massgebliche Grösse.

In Abb. 10 ist zum Beispiel 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 $\varepsilon = -3^\circ$ und für $T = 0,4$ ist $\varepsilon = 0^\circ$. 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% unter dem maximalen c_a -Wert in der Flugmitte liegt, das heisst die

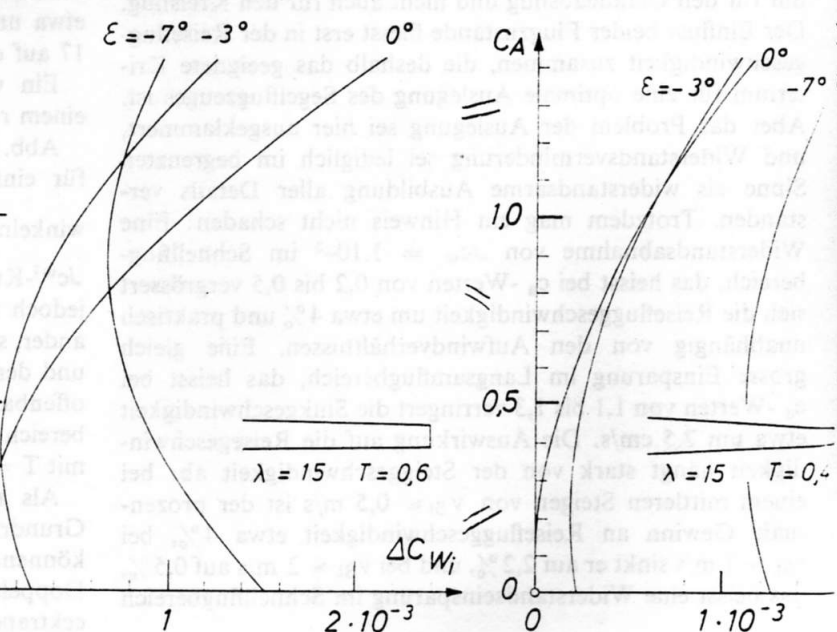


Abb. 4-9 Induzierte Zusatzwiderstände bei verschiedenen Flügelgrundrissen und je

Gutartigkeit des Flügels wird notwendigerweise mit einem Auftriebsverlust bzw. einer leichten Vergrößerung der Minimalgeschwindigkeit erkaufte. 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 $\frac{2}{3}$ 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 $\Delta c_a = 0,06 \div 0,10$ niedrigeren c_a -Wert als der Innenflügel. Bislang ist noch unberücksichtigt geblieben, dass der Flügel im Schnellflug auch noch elastisch verdreht wird und eine zusätzliche Verwindung erfährt. In den Abb. 3 bis 9 ist deshalb auch das Δc_{wi} für -7° Verwindung angegeben. Damit lässt sich dann bei Kenntnis der elastischen Verdrehung 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 Überlegung ist es dabei unwichtig, ob die Auftriebsverteilung durch eine Wölbungs- oder Tiefenvergrößerung oder durch eine Kombination beider Möglichkeiten geändert wird. Wird zum Beispiel nur die Flügeltiefe über $\frac{2}{3}$ der Halbspannweite um 20% vergrössert, so entsteht durch die recht ungleichmässige Auftriebsverteilung ein beträchtlicher induzierter Zusatzwiderstand, der den des unverwundenen Rechteckflügels noch um etwa 30% übertrifft. Gleichzeitig wird die Anstellung im Querruderbereich zum Beispiel beim unverwundenen Flügel grösser als im Innenflügel. Bei Segelflugzeugen sollte deshalb die Wölbungs- oder Tiefenänderung möglichst längs der gesamten Spannweite angewendet werden²⁾.

²⁾ Ergebnisse verdanke ich einer Studienarbeit von Dipl.-Ing. P. Borgwardt

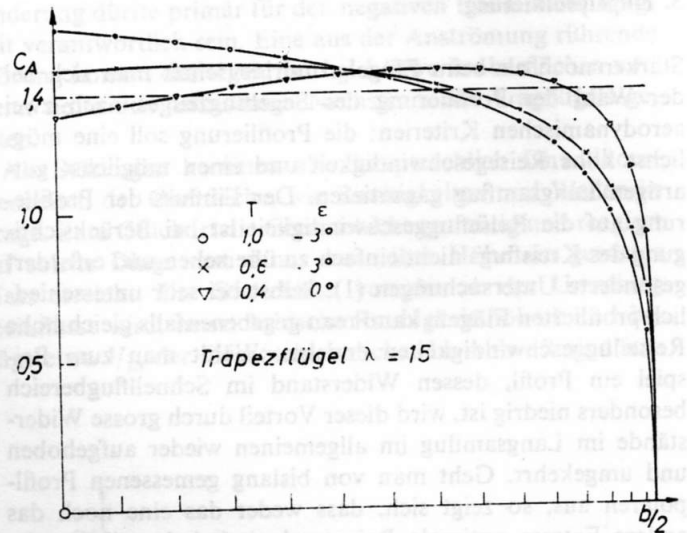
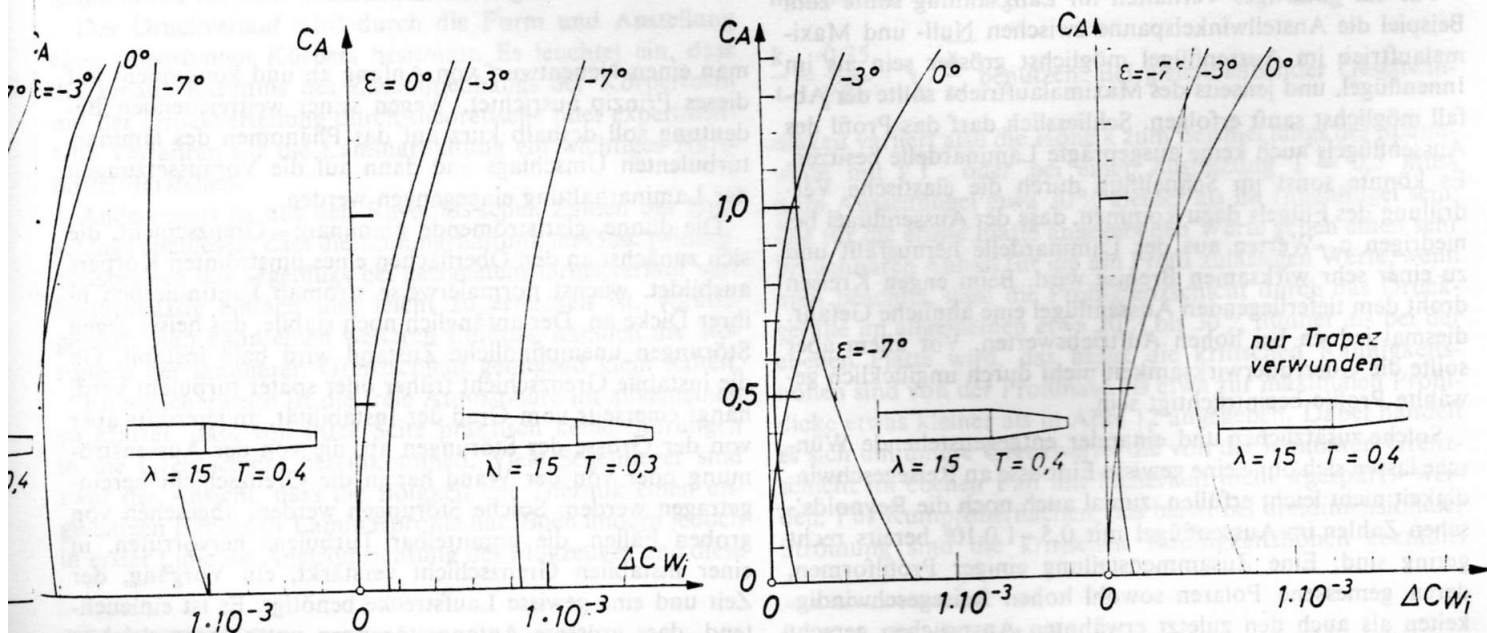


Abb. 10 Auftriebsverteilung bei Trapezflügeln $\lambda = 15$ und $\bar{c}_a = 1,4$

Obschon für den Kurven- und Schnellflug mit Wölbungs-klappen nur geringe Klappenwinkel von etwa 15° nach oben und 10° nach unten in Frage kommen, bleibt es dennoch schwierig, die Querruderfunktion im Langsamflug sicherzustellen. Erfahrungsgemäss treten zumindest bei einfachen Wölbungs-klappen und Reynold'schen Zahlen von $0,5 \div 0,710^6$ bereits bei Klappenwinkeln von 15° nach unten grössere Ablösungen auf.

Zusammenfassend lässt sich feststellen, dass ein leicht verwundener Rechtecktrapezflügel, dessen Zuspitzung etwa bei $\frac{2}{3}$ 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 andern 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.



drei Verwindungswinkel. Verwindungsverlauf für gerade Vorder- und Hinterkante

3. Flügelprofilierung

Stärker noch als beim Flügelgrundriss richtet man sich bei der Wahl der Profilierung des Segelflugezeuges 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 zum Beispiel 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 Reisegeschwindigkeiten liefert. Es scheint vielmehr am günstigsten zu sein, Profile mit extrem breiter Laminardelle zu verwenden, die Schnell- und Langsamflug gleichermaßen begünstigen. Eine ausführlichere 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 Wetterlagen mit starken, aber sehr weit entfernten Aufwindfeldern annimmt. Es scheint allerdings, als zählten derartige Situationen eher zu den Seltenheiten.

Einen Flügel durchgehend 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 zum Beispiel 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 im 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 Bremse 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 entgegenstehende Wünsche lassen sich ohne eine gewisse Einbusse an Reisegeschwindigkeit nicht leicht erfüllen, zumal auch noch die Reynold'schen Zahlen im Aussenflügel mit $0,5-1,0 \cdot 10^6$ bereits recht gering sind. Eine Zusammenstellung einiger Profilformen, deren gemessene Polaren sowohl hohen Reisegeschwindigkeiten als auch den zuletzt erwähnten Ansprüchen gerecht werden, hat der Verfasser in (2) gegeben.

4. 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 allzugrosse Fortschritte erzielen. Ganz im Gegensatz dazu bietet eine Laminarhaltung der Grenzschicht, die ja einer Verminderung des Reibungswiderstandes gleichzusetzen ist, wesentlich grössere Möglichkeiten. Ein vollturbulent bespülter Flügel kann zum Beispiel 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 Widerstandsverminderung, der bei jedem Flugzeug mit Vorteil angesetzt werden kann. Alle Möglichkeiten lassen sich natürlich nur dann voll ausschöpfen, wenn

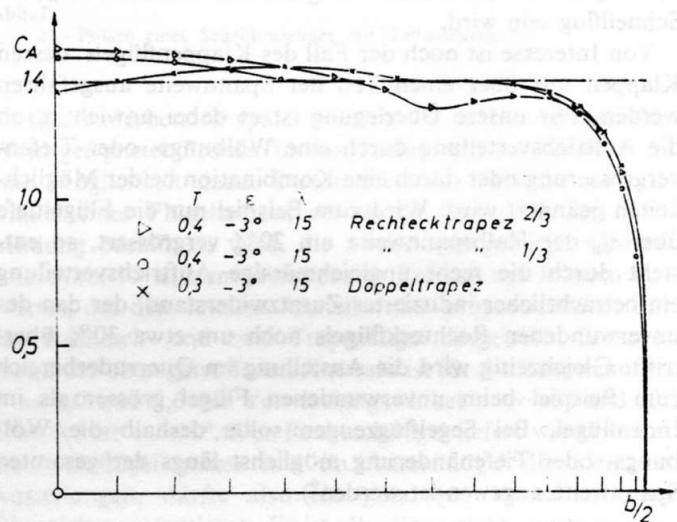


Abb. 11
Auftriebsverteilung bei Rechteck- und Doppeltrapezflügeln mit $\lambda = 15$ und $c_{a1} = 1,4$

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, das heisst 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 Fällen, 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, das heisst 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 Reynolds'schen Zahlen von $Re > 15 \cdot 10^6$ eintritt. Dabei ist die Reynolds'sche Zahl mit der Lauflänge gebildet, die von der Vorderkante des Körpers bis zur Umschlagstelle reicht.³⁾ Bei Druckanstieg dagegen kann die entsprechende Reynolds'sche Zahl auf $Re = 2 \cdot 10^6$, das heisst auf rund $1/700$ zurückgehen. Bei verschwindenden Druckgradienten, wie zum Beispiel bei einer ebenen Platte, liegt die entsprechende Reynolds'sche Zahl des Umschlags bei etwa $3 \cdot 10^6$.

km/h	m/s	Re/m
72	20	$1.33 \cdot 10^6$
108	30	$2 \cdot 10^6$
144	40	$2.66 \cdot 10^6$

Was diese Zahlen für Segelflugzeuge bedeuten, ist leicht aus der obenstehenden kleinen Tabelle abzulesen, die einige Reynolds'sche Zahlen für einen Meter Lauflänge angibt. 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 Reynolds'sche 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 Reynolds'schen Zahlen schon etwas vor dem Druckminimum liegen.

Der Druckverlauf wird durch die Form und Anstellung eines umströmten Körpers bestimmt. Es leuchtet ein, dass die genaue Kenntnis des Zusammenhangs der Körperform mit der Druckverteilung durch theoretische oder experimentelle Verfahren für die Laminarhaltung ein wichtiges Hilfsmittel darstellen.

Andererseits ist aus den Reynolds'schen Zahlen des Umschlags 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 Böigkeit 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 Böigkeit verantwortlich sein. Eine aus der Anströmung rührende Störung kommt deswegen 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 Grenzschicht, von der ab der Umschlag beeinflusst wird, heisst kritische Rauigkeitshöhe k und beträgt etwa $1/13$ der Grenzschichtdicke. In Abb. 12 sind kri-

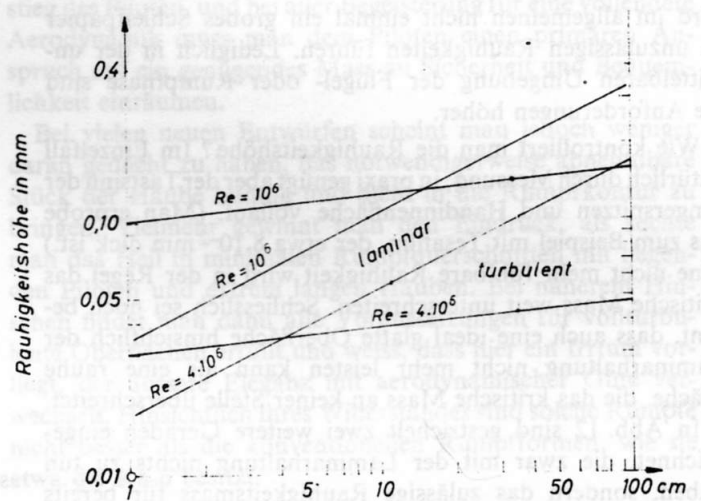


Abb. 12
Kritische Rauigkeitshöhen bei laminarer und turbulenter Grenzschicht für eine ebene Platte mit einem Meter Länge und zwei Reynolds'schen Zahlen

tische Rauigkeitshöhen für eine ebene Platte mit einem Meter Tiefe und zwei typische Reynolds'sche Zahlen angegeben. Will man diese Werte für andere Tiefen t und Reynoldszahlen $Re = \frac{U_\infty t}{\nu}$ bestimmen, kann man die Formel

$$\frac{k}{t} = \frac{0,35}{\sqrt{Re}} \cdot \sqrt{\frac{x}{t}}$$

benutzen. Bei gleichbleibender Geschwindigkeit variiert also die Höhe k zum Beispiel längs der Spannweite mit \sqrt{t} , oder bei einer Zuspitzung $T = 0,5$ muss k im Aussenflügel etwa 30% 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 Profilm Grenzschicht durch das Druckgefälle im allgemeinen etwa 20% bis 30% dünner als bei der ebenen Platte wird, das heisst die kritischen Rauigkeitshöhen sind von der Profilmase bis etwa zur maximalen Profildicke etwas kleiner als in Abb. 12 angegeben. Dabei handelt es sich um untere Grenzwerte, die von der laminaren Grenzschicht im ebenen Fall mit Sicherheit nicht «gespürt» werden. Für Rumpfoberflächen, das heisst bei dreidimensionaler Strömung sind die kritischen Rauigkeitshöhen ebenfalls

³⁾ Bei einer Geschwindigkeit von $u = 40$ m/s (145 km/h) bedeutet $Re = 15 \cdot 10^6$ eine Lauflänge von 5,6 m!

⁴⁾ U_∞ = Fluggeschwindigkeit
 ν = Kinematische Zähigkeit

etwas geringer als in Abb. 12. Die Werte müssen dann im Rumpfvorderteil mit einem Faktor von etwa 0,7 bis 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 Rumpfquerschnitts: Das Grenzschichtmaterial fliesst zusammen und kann mehr als doppelt so dick werden wie im obigen 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.

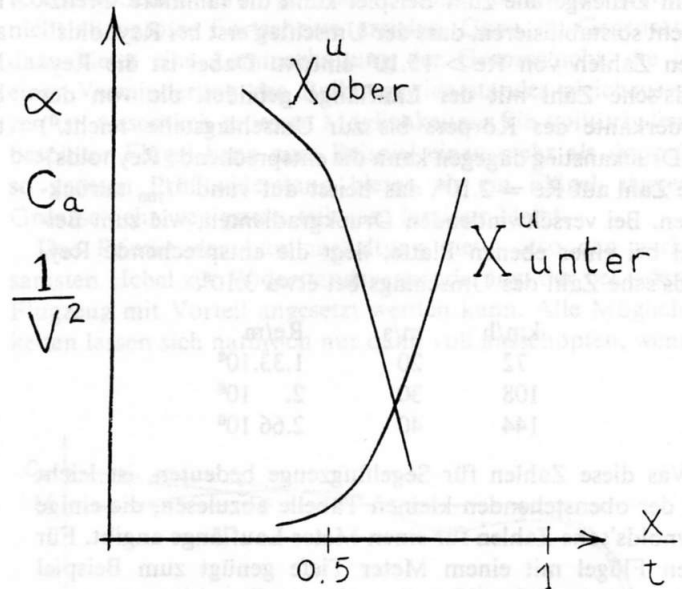
Wie kontrolliert man die Rauigkeitshöhe? Im Einzelfall natürlich durch Messung; in praxi genügt aber der Tastsinn der Fingerspitzen und Handinnenfläche vollauf. (Man erprobe das zum Beispiel mit Tesafilm, der etwa $8 \cdot 10^{-2}$ mm dick ist.) Eine nicht mehr fühlbare Rauigkeit wird in der Regel das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

In Abb. 12 sind gestrichelt 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, zum Beispiel bei Verdopplung der Rauigkeitshöhe um rund 20%. Die angegebenen Werte sind ähnlich wie bei laminarer Grenzschicht sichere Grenzwerte; zum Beispiel sind im Gebiet eines Druckanstiegs etwas grössere Rauigkeiten noch zulässig. Abb. 12 lässt gleichzeitig den starken Einfluss der Reynolds'schen Zahlen 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 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 bis 150 Rauigkeitshöhen könnte dies der Fall sein. Ein verfrühter Umschlag bedeutet in erster

Linie einen grösseren Reibungswiderstand, aber unter ungünstigen Bedingungen, wie zum Beispiel bei ausgeschlagenen Querrudern im Aussenflügel, ist damit meistens auch noch eine Ablösung der turbulenten Grenzschicht verbunden, die sehr schnell zu viel grösseren Widerständen führt.



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 der obenstehenden Skizze ergeben. Liegen für die verwendeten Profile entsprechende Windkanalmessungen vor, kann man durch einen Vergleich feststellen, ob man die Windkanalwerte 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 festeingebauten Sonden wenigstens 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 Umschlagbeobachtung an Segelflugzeugen ausgearbeitet, über die er in Kürze berichten wird.

5. Wölbungsclappen und Bremsen

Nach diesem kurzen Ausflug über Wesen, Voraussetzungen und Kontrolle der Laminarhaltung noch einige Bemerkungen über Bremsen und Wölbungsclappen. Normalerweise wird eine laminare Grenzschicht spätestens im Bereich der Brems-

klappe 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% der Profiltiefe oder noch weiter zurückzugehen. Am günstigsten dürfte, vor allem wenn noch Wölbungsklappen folgen, der Bereich zwischen 50 bis 65% 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 der Klappe verbundenen Deckstreifen erzielen lassen. Der vertikale Spalt zwischen Deckstreifen und Flügelhaut darf maximal etwa 0,5 bis 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 Streifenspalt herein- und am vorderen hinausströmen kann.

Wölbungsklappen und Querruder bieten infolge der kleinen Reynolds'schen 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 Flügeloberseite, die durch den Querruderausschlag angehoben werden soll, wird nicht nur das Rollmoment kleiner; der grössere Widerstand verstärkt auch noch das unerwünschte negative Rollgiermoment. 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 Dauereinrichtung, 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.

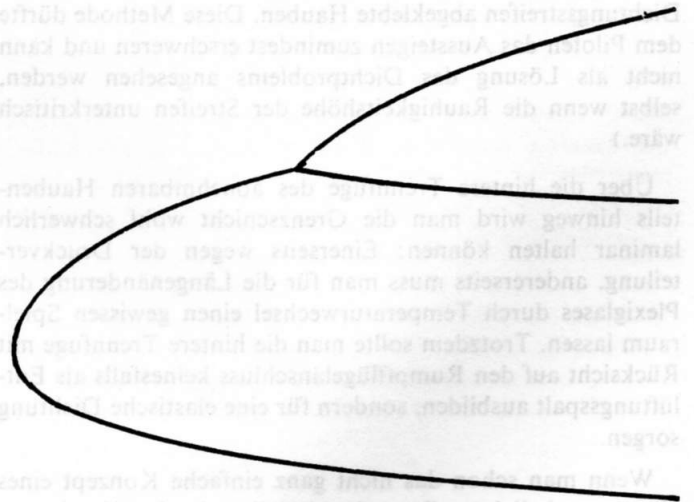
6. Rumpf

Eigentlich ist es erstaunlich, wie wenig die Konstrukteure von Segelflugzeugen, die mit so viel Aufmerksamkeit Laminarprofile verwenden, die Möglichkeiten zur Widerstandsverminderung bei Rumpfen ausnutzen. Dabei zeigt eine simple Rechnung, wie sie 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 Leitwerkträgers. 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, Schleppkupplung, Kufen, Entwässerungslöcher, abnehmbare Hauben und andere überkritische Rauigkeiten verzichten. Solche Forderungen bieten keine ernsthaften Schwierigkeiten und werden von einzelnen Segelflugzeugen 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 Rumpfqerschnitten 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 der obenstehenden Skizze ausgebildet ist. Durch die schwach konkave Ecke löst sich die laminare Grenzschicht im Mittelschnitt 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 Rumpfflügelübergangs 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 gewissermassen mit den Augen eines Grenzschichtingenieurs prüfen. Die Rumpfkontur darf zur Laminarhaltung weder im Querschnitt, erst recht aber nicht im Längsschnitt Knicke aufweisen, das heisst eine «eingestraakte Haubenform» ist eine Voraussetzung. Die «Haube», das heisst 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 monotones Druckgefälle erhalten bleibt.

Wenn das Rumpfvorderteil völlig glatt und 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 in ein Gebiet mit grösserer kritischer Rauigkeitshöhe verlegt. 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 bis 20% des Staudruckes, 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 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 Fanghutze stromab des Umschlags an der Rumpfseitenwand, etwa unter dem Flügel entnehmen und durch flache Kanäle nach vorn in die Kabine leiten, wo sie aus Schlitzern 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 Gesamtdruck-

sonde selbst besteht ja nur aus einem vorn offenen Rohr, dessen Wandstärke im Verhältnis zum Innendurchmesser klein sein soll. 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 Flügelmontage, 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 Fahrtmessers genügend klein bleibt. Mit einer Druckleitung, die nur 3 mm Innendurchmesser besitzt, lässt sich dies 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 Leitwerkweite 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 Rumpfen 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 Rumpfkontur 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 zum Beispiel 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 2.10^{-4} durch eine primitive Abflusshaube, die vom vollen Radquerschnitt ausgeht.

Zum Abschluss noch einige Bemerkungen zum Antenneneinbau: Man findet gelegentlich noch eine senkrecht aus der Rumpfoberfläche herausragende Antenne. Ihr Widerstand ist etwa ebenso gross wie der einer Höhenleitwerks-hälfte.

7. Leitwerk

Bei einem Leitwerk, das aus Flosse und Ruder besteht, sollte man die Profilierung unter anderem nach Lage der Ruderschiffachse 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 bis 9% relativer Dicke zu verwenden. Bei diesen geringen Profildicken spielt die Profilform hinsichtlich des Widerstandes eine untergeordnete Rolle. Eine Ausnahme ist jedoch beim Pendelruder untergebracht: Hier kann man an Profile mit weit nach rückwärts gelegtem Umschlag denken, wie zum Beispiel bei den NACA-Profilen der Reihe 66. Allerdings muss man diese Formen etwas modifizieren, damit der plötzliche Übergang zum Druckanstieg bei etwa 60% 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, das heisst bei 20 bis 25% 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 Leitwerkflächen mit keilförmigen Verlängerungen im Rumpf beginnen lassen, sondern nur kurze Ausrundungen benutzen. Der keilförmige Flossenansatz bringt mit seiner extremen Pfeilung die Tur-

bulenz 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 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.

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 mit wissenden Augen um sein Flugzeug bemüht.

Literatur

- (1) F. X. Wortmann, K. Schwörer: «Einfluss der Profilpolaren auf die Flugleistungen von Segelflugzeugen.» Schweizer Aero-Revue, September 1963, und OSTIV-Publikation VII.
- (2) F. X. Wortmann: «Einige Laminarprofile für Segelflugzeuge.» Schweizer Aero-Revue, November 1963, und OSTIV-Publikation VII.

(Schweizer Aero-Revue 10 und 11 1965)