

Einfluß der Profilpolaren auf die Flugleistungen von Segelflugzeugen

von F. X. Wortmann und K. Schwoerer, Institut für Aerodynamik an der Technischen Hochschule, Stuttgart

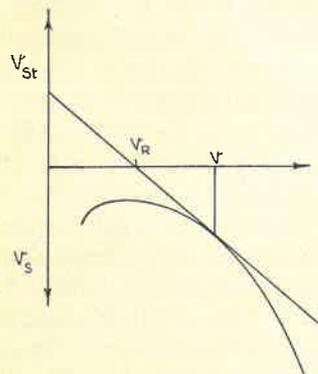
Vortrag am 9. OSTIV-Kongreß, Februar 1963, Junin (Argentinien)

1. Einleitung

Beim Entwurf von Tragflügelprofilen für Segelflugzeuge steht man zunächst vor der Frage: Welche Profile braucht ein Segelflugzeug, das unter Ausnutzung thermischer Aufwinde möglichst große Strecken zurücklegen soll? Man kann versuchen, diese Frage zu beantworten, indem man von geeignet erscheinenden Polaren ausgeht und ihren Einfluß auf die Flugleistungen durchrechnet. Man muß allerdings auf realistische, das heißt möglichst gemessene Polaren zurückgreifen, denn nicht nur der Verlauf der Polare, sondern auch die Zahlenwerte selbst haben einen starken Einfluß auf das Ergebnis. Gleichzeitig sollten die Polaren für den jeweiligen Profiltyp bereits Grenzwerte darstellen, die bestenfalls gerade erreichbar sind. Da die Ergebnisse nicht nur für die Profilentwicklung, sondern auch für den Konstrukteur und nicht zuletzt für den Piloten von Interesse sind, sollen sie hier mitgeteilt werden.

2. Theorie des optimalen Überlandfluges

Einige grundlegende Beziehungen, die bereits in [1], [2] und [3] hergeleitet sind, mögen hier kurz wiederholt werden: Wir wollen annehmen, der Überlandflug sei eine periodische Folge von Steig- und Sinkflug bzw. Kreis- und Geradeausflug. Dabei soll das Flugzeug optimal geflogen werden, das heißt zu einer im Steigflug beobachteten Steiggeschwindigkeit v_{st} soll die Fluggeschwindigkeit v im Geradeausflug so gewählt werden, daß die Durchschnitts- oder Reisegeschwindigkeit v_R maximal wird. Bei bekannter Geschwindigkeitspolare $v(v_s)$, v_s = Sinkgeschwindigkeit (vergleiche nebenstehende Skizze) gilt einfach



$$\frac{v_R}{v} = \frac{v_{st}}{v_{st} + v_s}, \text{ wobei } v_R$$

maximal wird, wenn der Fahrstrahl von v_{st} aus die Geschwindigkeitspolare tangiert, das heißt wenn im Geradeausflug

$$v = \frac{dv}{dv_s} (v_s + v_{st}) \quad (1)$$

wird.

Man kann nun von der Geschwindigkeitspolare des Flugzeuges sofort zur Flugzeugpolare, das heißt zu den dimensionslosen Auftriebs- und Widerstandswerten C_a und C_w übergehen, wenn man setzt

$$v = \frac{v_1}{\sqrt{C_a}} \quad \text{mit } v_1 = \sqrt{\frac{2 G}{\rho F}} \quad (2)$$

ρ = Luftdichte
 G/F = Flächenbelastung

und
$$v_s = \frac{C_w}{C_a} v \quad (3)$$

Die optimale Reisegeschwindigkeit wird dann

$$v_R = \frac{C_a}{3C_w - 2t} v_{st} \quad (4)$$

mit $t = C_a \frac{dC_w}{dC_a}$. Geht man von einem Wertetripel C_a, C_w, t , das heißt, von einem bestimmten Punkt der Geschwindigkeitspolare aus, so errechnet sich die durch die Tangente zugeordnete Steiggeschwindigkeit aus

$$v_{st} = \frac{2(C_w - t)}{C_a^{3/2}} v_1$$

Der Widerstandsbeiwert C_w kann bei Segelflugzeugen aus dem Profilwiderstand C_{wp} , einem schädlichen Widerstand C_{ws} und dem induzierten Widerstand C_{wT} zusammengesetzt werden. Nimmt man für C_{ws} und C_{wT} passende Werte an, so hat man den hier interessierenden Zusammenhang der Reisegeschwindigkeit mit der Profilpolare C_a (C_{wp}). Es genügt allerdings nicht, die Reisefluggeschwindigkeit als Funktion der Steiggeschwindigkeit rechnerisch oder graphisch für verschiedene Profilpolaren zu ermitteln. Man muß vielmehr den Kreisflug gesondert betrachten, weil auch die Steiggeschwindigkeiten v_{st} verschieden profilierter Flugzeuge bei gleicher Aufwindgeschwindigkeit W_{st} verschieden sind.

Es ist also notwendig, die Sinkgeschwindigkeit v_s im Kreisflug zu kennen. Sie ist größer als im Geradeausflug, und zwar einmal, weil bei der Schräglage φ der Auftrieb um den Faktor $\frac{1}{\cos \varphi}$ größer, das heißt $v = \frac{v_1}{\sqrt{C_a \cos \varphi}}$ werden muß, um das konstante Gewicht G zu tragen; zum andern wird die Sinkgeschwindigkeit nochmals durch die Seitenbewegung des Flugzeuges um den Faktor $\frac{1}{\cos \varphi}$ vergrößert. Für den Kurvenflug wird deshalb aus Gleichung (3)

$$v_s = \frac{C_w v_1}{(C_a \cos \varphi)^{3/2}} = \frac{C_w}{v_1^2} \left[\left(\frac{C_a}{v_1^2} \right)^2 - \left(\frac{1}{Rg} \right)^2 \right]^{-3/4} \quad (5)$$

Die letzte Gleichung ergibt sich, wenn man noch die Kräftegleichung heranzieht:

$$R = \frac{v_1^2}{g C_a} \frac{1}{\sin \varphi} \quad (6)$$

R = Kurvenradius
 g = Erdbeschleunigung)

Die daraus resultierenden Kurven $v_s(R)$ für $C_a = \text{const.}$ besitzen eine Einhüllende $V_{s \min}(R)$, deren Werte für vorgegebene Wertetripel C_a, C_w, t aus den Beziehungen

$$R = \frac{v_1^2}{g C_a} \frac{1}{\sqrt{1 - 3/2 \frac{C_w}{t}}} \quad (7)$$

und
$$v_{s \min} = \frac{C_w v_1}{C_a^{3/2}} \frac{1}{\left(3/2 \frac{C_w}{t} \right)^{3/4}} \quad (8)$$

zu errechnen sind. Zur Vereinfachung soll nun vorausgesetzt werden, daß auch im Kreisflug immer optimal geflogen wird, das heißt, zur Beurteilung der Kreisflugeigenschaften soll nur die Kurve $v_{s \min}(R)$ herangezogen werden.

3. Profilpolaren und Flugzeugdaten

Das klassische Problem beim Entwurf eines Segelflugzeuges besteht darin, gute Leistungen sowohl im Schnellflug als auch im langsamen Kreisflug zu erzielen.

Welche Profilpolaren eignen sich am besten zur Lösung dieser Aufgabe? Abb. 1 zeigt einige typische Möglichkeiten, die einem beim Entwurf von Profilen offenstehen. Die Polare A besitzt bei niedrigen c_a -Werten einen ausgeprägten Bereich extrem kleinen Widerstandes, den man als Laminardelle bezeichnet. Oberhalb der Laminardelle wächst der Widerstand scharf an. Dieses Profil kann $c_{a \max}$ -Werte von 1,55–1,60 erreichen. Die Polare des Profils B besitzt einen etwas höheren Minimalwiderstand, aber einen günstigeren Verlauf bei hohen c_a -Werten. Der Höchstauftrieb dieses Profils ist etwa ebenso groß wie beim Profil A. Das Profil C zeigt bei noch größerem Minimalwiderstand eine extrem breite Laminardelle. Das $c_{a \max}$ ist geringer als bei den beiden anderen Profilen.

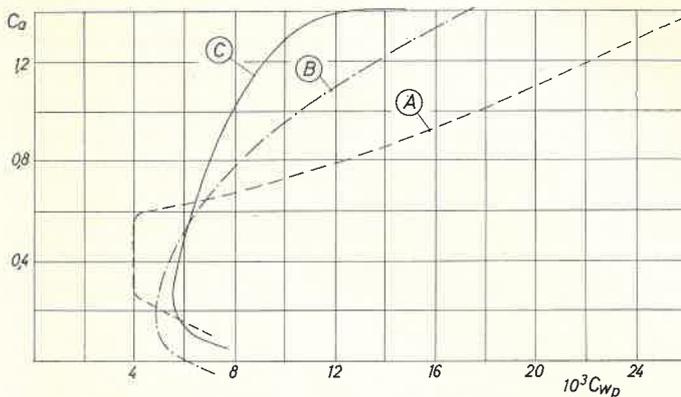


Abb. 1 Gemessene Profilpolaren von drei charakteristischen Laminarprofilen. Zur Berücksichtigung der variablen Reynoldsschen Zahl ist für die Flächenbelastung $\frac{G}{F} = 25 \frac{\text{kp}}{\text{m}^2}$, die Luftdichte $\rho = \frac{1}{8} \frac{\text{kp}}{\text{m}^3}$ und die Profiltiefe $l = 0,85 \text{ m}$ angenommen worden

Profile vom Typ C hat man bei vielen Segelflugzeugtypen benutzt; neuerdings bevorzugen jedoch einige Konstrukteure Profile vom Typ A, in der Hoffnung, dadurch bei guten Wetterlagen höhere Reisegeschwindigkeiten zu erzielen. Die Polaren gelten für variable Reynoldssche Zahlen, wie sie bei einem Segelflugzeug mit $\frac{G}{F} = 25 \text{ kg/m}^2$ und einer mittleren Flügeltiefe von 0,85 m in Bodennähe auftreten. Sie sind weitgehend gestützt durch Meßdaten aus dem Laminarwindkanal des Aerodynamischen Instituts der Technischen Hochschule Stuttgart*. Jeder Profiltyp dürfte im interessierenden Bereich der Reynoldsschen Zahlen dem für den jeweiligen Typ erreichbaren Optimum sehr nahe kommen, das heißt, es ist praktisch unmöglich, etwa die Dellenbreite beim Typ A ohne Widerstandserhöhung zu verbreitern oder den Minimalwiderstand beim Typ C bei gleichbleibender Dellenform zu verkleinern.

*Lediglich der obere Rand der Laminardelle beim Typ A und C ist etwas zu optimistisch wiedergegeben. Eine Profilgruppe, die dem Typ C nahekommt, wird in einer weiteren Arbeit [4] beschrieben.

Um einen besseren Überblick zu erhalten, wie sich die Profilierung bei verschiedenartiger Auslegung des Flugzeuges auswirkt, werden auch noch die Parameter Spannweite b , Streckung λ und die Flächenbelastung $\frac{G}{F}$ in den Grenzen

$$15 \text{ m} \leq b \leq 20 \text{ m}$$

$$15 \leq \lambda \leq 25$$

$$15 \frac{\text{kp}}{\text{m}^2} \leq \frac{G}{F} \leq 33,3 \frac{\text{kp}}{\text{m}^2}$$

verändert, wobei jeweils ein Parameter festgehalten wird.

Für den Übergang von Profilpolaren zu Flugzeugpolaren wird weiterhin für den induzierten Widerstand angenommen

$$C_{wT} = \frac{1,05}{\pi \lambda} C_a^2$$

und für den schädlichen Widerstand

$$C_{ws} = 5 \cdot 10^{-3} + 2 \cdot 10^{-3} C_a^2$$

Die relativ geringe Änderung von C_{ws} bei Änderung der Flugzeugdaten wird vernachlässigt. Da für die Rechnungen eine programmgesteuerte Rechenmaschine zur Verfügung stand, wurden die Größen C_{wp} und $t_p = C_a \frac{dC_{wp}}{dC_a}$ in dichter Folge den Profilpolaren in einem Bereich $0,1 \leq c_a \leq 1,43$ entnommen.

4. Rechenergebnisse für den Kreisflug

Wie bereits erwähnt, setzt das Reiseflugdiagramm $v_R(v_{st})$ den Steig- oder Kreisflug mit der Steiggeschwindigkeit v_{st} voraus, ohne etwas darüber auszusagen, wie unterschiedlich diese Steiggeschwindigkeit bei verschiedenen Flugzeugen sein kann. Um zu realistischen Vergleichen zu kommen, muß man deshalb den Kreisflug besonders betrachten. Abb. 2 zeigt die übliche Darstellung des Kreisfluges, in der die minimale Sinkgeschwindigkeit des Flugzeuges über dem Kreisradius aufgetragen ist. Die ausgezogenen Kurven gelten für ein Flugzeug mit 15 m Spannweite und 300 kg Gewicht, das einmal mit Profil A und zum andern mit Profil C ausgerüstet ist. Der Übersichtlichkeit wegen sind die Ergebnisse für das Profil B weggelassen. Wie nach Abb. 1 zu erwarten ist, ist das Flugzeug mit Profil C im Kreisflug überlegen, und zwar sinkt es im hauptsächlich interessierenden Bereich der Kurvenradien von etwa 50 bis 100 m rund 20 cm/s weniger als mit Profil A. Bevor wir nun untersuchen, ob Profil A diesen Nachteil durch seine Überlegenheit im Schnellflug wettmachen kann, wollen wir das Flugzeug noch variieren, um zu sehen, wie sich die unterschiedliche Profilierung bei anderen Auslegungen im Kreisflug auswirkt. Die gestrichelten Linien in Abb. 2 zeigen

die Wirkung einer Variation in der $\lambda, \frac{G}{F}$ -Ebene bei konstanter Spannweite. Zunächst erkennt man, daß die Sinkgeschwindigkeitskurve beim Profil C praktisch nur nach rechts um $\Delta R \approx 20 \text{ m}$ verschoben ist, beim Profil A dagegen auch nach unten rutscht. Die Sinkgeschwindigkeitsdifferenz hat sich auf über 30 cm/s und mehr vergrößert. Profil A reagiert also auf eine Erhöhung der Flächenbelastung besonders ungünstig. Der Grund dafür ist leicht einzusehen, wenn man beachtet, daß der Profilwiderstand des Profils C beim Kreisflug wesentlich kleiner ist als beim Profil A: eine Abnahme des induzier-

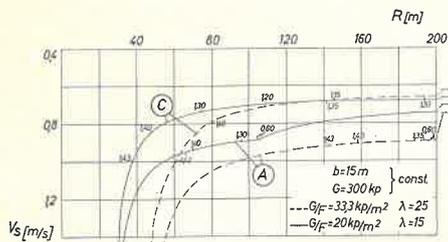


Abb. 2 Einfluß der Profilpolaren A und C auf die Sinkgeschwindigkeit im Kreisflug bei zwei Flugzeugen mit gleichem Gewicht und gleicher Spannweite, aber unterschiedlicher Flügelauslegung. Das Kreisflugdiagramm enthält zusätzlich die optimalen c_a -Werte und am rechten Rand die Sinkgeschwindigkeit im Geradeausflug

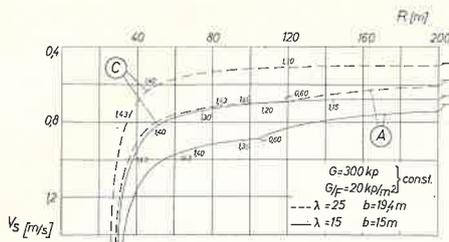


Abb. 3 Einfluß der Profilpolaren A und C auf die Sinkgeschwindigkeit im Kreisflug bei zwei Flugzeugen mit gleichbleibendem Gewicht und gleicher Flächenbelastung; Variation der Spannweite und Streckung

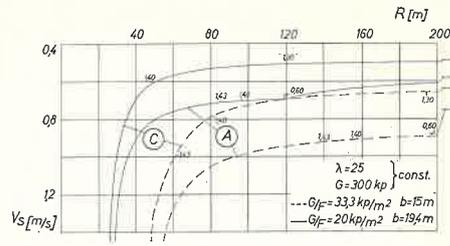


Abb. 4 Einfluß der Profilpolaren A und C auf die Sinkgeschwindigkeit im Kreisflug bei zwei Flugzeugen mit gleichbleibendem Gewicht und gleicher Streckung; Variation der Spannweite und Flächenbelastung

ten Widerstandes durch Vergrößerung der Streckung muß beim Flugzeug mit Profil C relativ stärker ins Gewicht fallen als beim Profil A.

Eine Variation in der λ , b -Ebene mit $\frac{G}{F} = \text{const.}$ zeigt Abb. 3.

In dem gewählten Beispiel (mit relativ geringer Flächenbelastung) ergeben sich für beide Profilierungen beim Übergang von 15 m Spannweite und $\lambda = 15$ auf 19,4 m Spannweite und $\lambda = 25$ etwa 20 cm/s geringere Sinkgeschwindigkeit, wobei die Kreisflugkurven praktisch nur nach oben verschoben sind. Es ist interessant zu sehen, daß ein Flugzeug mit dem Profil C bereits mit $\lambda = 15$ und $b = 15$ m einen praktisch ebenso guten Kreisflug erzielt wie ein Flugzeug mit $\lambda = 25$ und $b = 19,4$ m, das aber Profil A benutzt.

Die dritte Variation in der $\frac{G}{F}$, b -Ebene mit $\lambda = \text{const.}$ ist in Abb. 4 gezeigt. Das Ergebnis ist ähnlich wie in Abb. 2. Das Profil A reagiert auf höhere Flächenbelastungen mit einer unverhältnismäßigen Verschlechterung des Kreisfluges.

Die Kreisflugdiagramme des mit Profil A ausgerüsteten Flugzeuges zeigen bei bestimmten Radien eine Knickstelle. Diese Besonderheit erklärt sich leicht, wenn man statt der Einhüllenden $v_{s \min}(R)$ die Kurven $v_s(R)$ für konstante c_a -Werte aufträgt. Dies ist in Abb. 5 geschehen. Man liest daraus ab, daß es in diesem Beispiel für Radien $R \approx 140$ m am günstigsten ist, mit $c_a = 0,6$ zu fliegen, d. h. am oberen Rand der Laminardelle (vergleiche Abb. 1). Für kleinere Radien muß man jedoch wegen der starken Widerstandszunahme des Profils oberhalb der Laminardelle sprunghaft den c_a -Wert auf etwa 1,3 bis 1,4 erhöhen, beziehungsweise die Flugeschwindigkeit erniedrigen, wenn man unnötige Verluste vermeiden will. Für den Piloten ist es natürlich schwierig, diesen Wechsel der Flugeschwindigkeiten immer optimal durchzuführen.

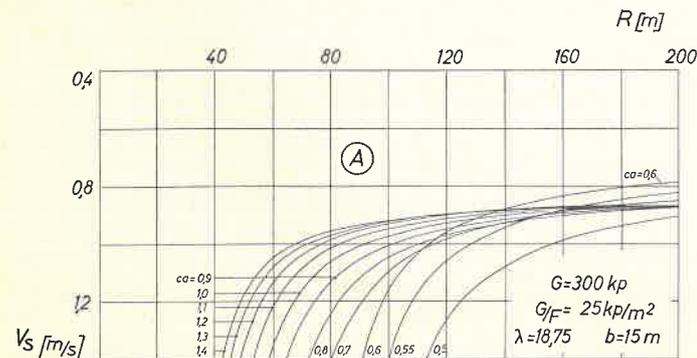


Abb. 5 Sinkgeschwindigkeit eines Flugzeuges mit Profil A im Kreisflug bei konstantem c_a . Die Einhüllende $v_{s \min}(R)$ verlangt bei $R \approx 140$ m einen sprunghaften Übergang von $c_a = 0,6$ auf $c_a = 1,3$. Man erkennt auch die Vergrößerung der Sinkgeschwindigkeit bei Abweichung vom optimalen c_a -Wert

5. Rechenergebnisse für den Geradeaus- und Reiseflug

Die Geschwindigkeitspolaren v (v_s) der verschiedenen Flugzeuge für den Geradeausflug sind in den Abb. 6, 7 und 8 in der unteren Hälfte dargestellt. Während diese Kurven sich ohne weiteres miteinander vergleichen lassen, muß man bei den Reiseflugpolaren in der oberen Hälfte der gleichen Abbildungen beachten, daß die v_{st} -Skala nur für das Flugzeug gilt, dessen Polare durch $v_R = v_{st} = 0$ geht. Die Reiseflugpolaren der Vergleichsflugzeuge sind auf der v_{st} -Skala um die Differenz der Sinkgeschwindigkeit im Kreisflug verschoben worden. Diese Art des Vergleichs gestattet es, neben der nur für ein Flugzeug gültigen v_{st} -Skala eine Skala für die Aufwindgeschwindigkeit W_{st} anzugeben, die für alle Flugzeuge gilt und auch den Vergleich der Abbildungen untereinander erlaubt. Streng genommen würde ein solcher Vergleich nur für einen Radius gelten, in den Abb. 6, 7 und 8 $R = 60$ m. Glücklicherweise ist die Sinkgeschwindigkeitsdifferenz bei verschiedener Profilierung, wie ein Blick auf Abb. 2, 3 und 4 lehrt, vor allem im Bereich $50\text{ m} < R < 100$ m nur wenig von R abhängig, so daß der Vergleich der Reiseflugpolaren praktisch den gesamten Kreisflug richtig erfaßt. Die Reiseflugpolare, die durch den Nullpunkt $v_R = v_{st} = 0$ geht, ist in Abb. 6, 7 und 8 durchwegs einem Flugzeug mit Profil A vorbehalten. Die Auslegung der Flugzeuge variiert in gleicher Weise wie beim Kreisflug.

Die ausgezogenen Kurven in Abb. 6 zeigen zunächst den Einfluß der Profile A und C auf den Reiseflug für ein Flugzeug mit $b = 15$ und $\lambda = 15$. Wie zu erwarten, überwiegen bei kleinen Steiggeschwindigkeiten die Kreisflugeigenschaften und bei großen Steiggeschwindigkeiten die Schnellflugeigenschaften. Wenn zum Beispiel das Flugzeug mit Profil A gerade schweben kann, erreicht das gleiche Flugzeug mit Profil C bereits $v_R = 5\text{ m/s} = 18\text{ km/h}$ Reisegeschwindigkeit. Im Bereich um $v_{st} = 1,8\text{ m/s}$, das heißt, bei Aufwinden von 2,8 m/s, sind beide Flugzeuge gleichwertig; darüber ist das Flugzeug mit Profil A leicht überlegen. Erhöht man bei konstanter Spannweite ($b = 15\text{ m}$) die Streckung und die Flächenbelastung (gestrichelte Linien), so werden, wie man auch aus den Geschwindigkeitspolaren in der unteren Bildhälfte sieht, die Schnellflugeigenschaften wesentlich verbessert. Die gestrichelten Kurven im Reiseflugdiagramm zeigen jedoch, daß die Reisegeschwindigkeiten bei Aufwindstärken $W_{st} < 1,6\text{ m/s}$ (beim Profil C) beziehungsweise $W_{st} < 2,0\text{ m/s}$ (beim Profil A) schlechter werden als zuvor. Erst bei höheren Aufwindstärken kommen die besseren Schnellflugeigenschaften zum Tragen. Die unterschiedliche Profilierung wirkt sich ebenso aus wie bei den ausgezogenen Kurven, das heißt, Profil C ist bis $W_{st} \approx 3\text{ m/s}$ günstiger; darüber ist Profil A leicht überlegen.

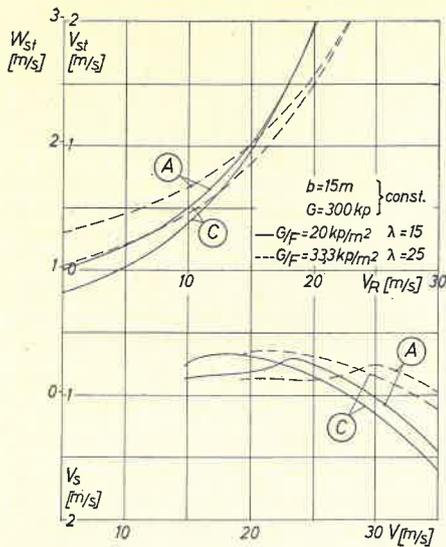


Abb. 6 Einfluß der Profilpolaren A und C auf die Geschwindigkeitspolaren v (v_s) (untere Bildhälfte). Die Reiseflugpolaren sind in Abhängigkeit von der Aufwindgeschwindigkeit W_{st} dargestellt. Die Steiggeschwindigkeitsskala gilt nur für das Flugzeug mit Profil A, dessen Reiseflugpolare durch den Nullpunkt $v_R = v_{st} = 0$ geht. Variation der Flugzeuge wie in Abb. 2

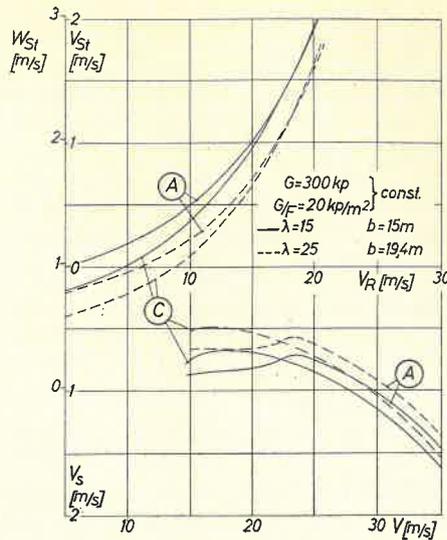


Abb. 7 Einfluß der Profilpolaren A und C auf die Geschwindigkeitspolaren v (v_s) (untere Bildhälfte) und Reiseflugpolaren v_R (W_{st}). Die v_{st} -Skala gilt nur für die ausgezogene Kurve mit Profil A. Variation der Flugzeuge wie in Abb. 3

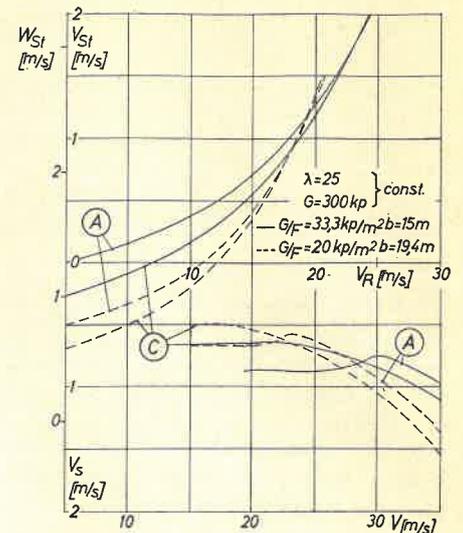


Abb. 8 Einfluß der Profilpolaren A und C auf die Geschwindigkeits- und Reiseflugpolaren. Variation der Flugzeuge wie in Abb. 4

Abb. 7 zeigt die Wirkung einer Vergrößerung der Spannweite und der Streckung bei $\frac{G}{F} = 20 \text{ kg/m}^2 = \text{const.}$ von $b = 15, \lambda = 15$ (ausgezogene Kurven) auf $b = 19,4 \text{ m}, \lambda = 25$ (gestrichelte Kurven). Der größere Bauaufwand wirkt sich sowohl im Langsam- als auch im Schnellflug günstig aus, so daß die Reisegeschwindigkeit beträchtlich erhöht wird. Hinsichtlich der Profilierung sind die gleichen Feststellungen wie bei Abb. 6 zu treffen.

Abb. 8 schließlich zeigt bei konstanter Streckung $\lambda = 25$ die Wirkung der Spannweitenvergrößerung bei abnehmender Flächenbelastung. Die Verbesserung des Kreisfluges (vergleiche Abb. 4) beim leichteren Flugzeug ist vor allem beim Profil A ausgeprägt und erhöht die Reisegeschwindigkeit bei niedrigen W_{st} beträchtlich, allerdings auf Kosten der Reisegeschwindigkeit bei starken Aufwinden.

Aus den in Abb. 6, 7 und 8 dargestellten Ergebnissen könnte man zunächst den Schluß ziehen, der Profiltyp C sei für übliche Aufwindgeschwindigkeiten $W_{st} \leq 2,8 \text{ m/s}$, der Profiltyp A dagegen für höhere Aufwindgeschwindigkeiten zu bevorzugen, etwa für ein Flugzeug, das in thermisch bevorzugten Gebieten bei extremen Steiggeschwindigkeiten für wenige Stunden Höchstleistungen erzielen soll.

Im Hinblick auf eine solche Aufgabenstellung könnte man aber daran denken, beim Profil C einen Teil der Überlegenheit im Langsamflug zum Beispiel durch Erhöhung der Flächenbelastung zu verschenken, um dadurch die Unterlegenheit im Schnellflug wettzumachen. Das Ergebnis einer Rechnung für den ungünstigsten Fall, bei dem die Geometrie der Flugzeuge gleich ist und lediglich das Flugzeug mit Profil C ein um 20% beziehungsweise 25% höheres Gewicht bekommt, zeigt Abb. 9. Die beiden schwereren Flugzeuge mit Profil C sind jetzt bei kleinen Steiggeschwindigkeiten den Flugzeugen mit Profil A gleichwertig oder nur leicht überlegen; bei großen Steiggeschwindigkeiten werden sie aber zunehmend besser als die Vergleichsflugzeuge mit Profil A.

Günstiger als eine reine Gewichtserhöhung wäre es natürlich, die höhere Flächenbelastung zum Beispiel bei $b = \text{const.}$ durch eine größere Streckung zu realisieren, weil die Vorteile des Profils C erst dann richtig zum Tragen kommen. Das läßt

sich aus dem Vergleich der oberen ausgezogenen Kurve in Abb. 6 für $\frac{G}{F} = 20 \text{ kp/m}^2, \lambda = 15$ und Profil A mit der unteren gestrichelten Kurve der gleichen Abbildung für $\frac{G}{F} = 33; \lambda = 25$ und Profil C ablesen. Die Flugzeuge sind bei niedrigen Reisegeschwindigkeiten ungefähr gleichwertig; bei höheren Reisegeschwindigkeiten ist jedoch das Flugzeug mit Profil C stark überlegen. Beide Flugzeuge haben gleiche Spannweite und gleiches Gewicht.

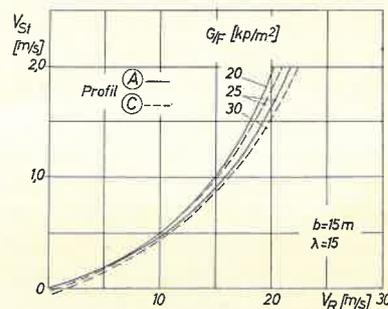


Abb. 9 Zwei Reiseflugpolaren für ein Flugzeug mit Profil A und 20 beziehungsweise 25 kp/m^2 Flächenbelastung (ausgezogene Kurven). Zum Vergleich dazu die Reiseflugpolaren des gleichen Flugzeugs mit Profil C und erhöhter Flächenbelastung von 25 beziehungsweise 30 kp/m^2 (gestrichelte Kurven)

Die bisherigen Überlegungen, die sich auf die beiden Profiltypen A und C beschränken, führen also hinsichtlich des zu bevorzugenden Profiltyps zu einer eindeutigen Antwort: der Profiltyp C mit einer extrem breiten Laminardelle eignet sich für Segelflugzeuge eher als der Profiltyp A.

Besonders bemerkenswert an diesem Ergebnis ist, daß jetzt die Frage der Auslegung des Flugzeuges von der Profiltypwahl unabhängig wird; gleichgültig, ob der Konstrukteur ein langsames, für schwache Aufwinde geeignetes Flugzeug oder ein extrem schnelles Flugzeug für besonders günstige Wetterlagen entwerfen will, in jedem Fall kann er mit einem Profil vom Typ C bessere Leistungen erzielen als mit anderen Profiltypen.

Es sei noch ergänzt, daß auch andere Profiltypen wie zum Beispiel der Typ B in Abb. 1 und weitere hier nicht gezeigte Typen gegenüber dem Profiltyp C schlechter abschneiden. Eine möglichst breite und ausgeprägte Laminardelle ist also

offensichtlich für Segelflugzeuge, die ihre Höhe im engen Kreisflug gewinnen müssen und gleichzeitig möglichst große Reisegeschwindigkeiten erreichen sollen, die günstigste Polare.

6. Der Einfluß von Profilkappen

Durch einfache Wölbunsklappen hat man die Möglichkeit, den nutzbaren Auftriebsbereich zu vergrößern. Man kann dies in zweierlei Weise tun: Einmal könnte man die Laminardelle des Profiltyps C noch weiter nach oben ausdehnen. Dadurch bliebe der Schnellflug und, bei Flächenbelastungen von 20–25 kg/m², auch der Kreisflug bis herunter zu einem Radius $R \approx 50$ m ungeändert. Ein Gewinn wäre also nur für kleinere Radien oder aber für höhere Flächenbelastungen gegeben. Die zweite Möglichkeit besteht darin, die schmalere Laminardelle eines Profils mit geringerem Widerstand als Profil C durch die Klappen etwa auf den Bereich $0,1 \leq c_a \leq 1,4$ aufzuweiten. Die Rechnung zeigt, daß diese Möglichkeit bei einfachen Wölbunsklappen für übliche Flächenbelastungen und Kurvenradien über 50 m die weitaus günstigere Lösung ist*.

7. Der Einfluß kleiner Polarenunterschiede

Bei der Auswahl von Profilen steht der Konstrukteur immer wieder vor der Frage, wie stark sich Unterschiede in den Polen auf den Langsam- und Schnellflug auswirken, und welches Gewicht diesen Auswirkungen zukommt. Solche Fragen lassen sich schnell und übersichtlich beantworten, wenn man in das C_a, C_{wp} -Feld sowohl für den Langsamflug die Kurven konstanter Sinkgeschwindigkeit als auch für den Schnellflug die Kurven konstanter Reisegeschwindigkeit einzeichnet. Dabei muß man als Parameter für den Langsamflug den Kurvenradius, für den Schnellflug die Steiggeschwindigkeit vorgeben.

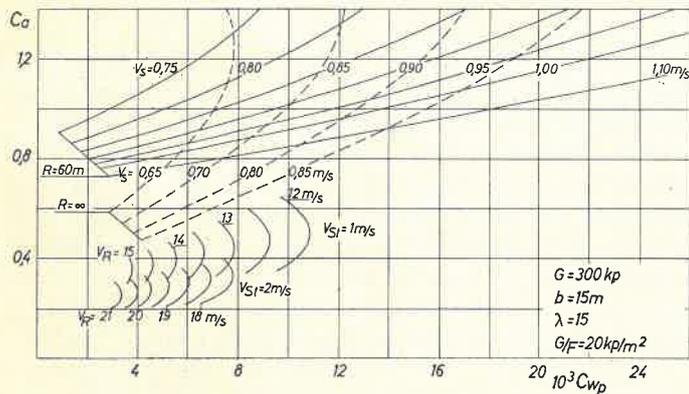


Abb. 10 Polarenverlauf für konstante Sinkgeschwindigkeit bei $R = 60$ m und $R = \infty$ in der oberen Bildhälfte. Darunter der Polarenverlauf für konstante Reisegeschwindigkeit bei $v_{st} = 1,0$ m/s und $v_{st} = 2,0$ m/s

Das Ergebnis einer derartigen Rechnung ist in Abb. 10 für ein Flugzeug mit $b = 15$ m, $\lambda = 15$ und $\frac{G}{F} = 20$ kp/m² unter den Nebenbedingungen $R = \infty$ und $R = 60$ beziehungs-

*Ob man bei anderen Klappenkonstruktionen und noch höheren Flächenbelastungen zu anderen Schlußfolgerungen kommt, muß noch offen bleiben, weil zuverlässige Polarenmessungen im interessierenden Bereich niedriger Reynoldszahlen zum Beispiel mit Fowlerklappen nicht bekannt sind.

weise $v_{st} = 1$ m/s und $v_{st} = 2$ m/s wiedergegeben. Legt man eine bestimmte Polare in dieses Kurvenfeld, so kann man an Hand derjenigen Kurven, die die Polare links und oben tangieren, sofort die Optimalwerte für v_R und v_s ablesen. Unterscheiden sich zwei Polen nur im Schnellflugbereich, so ist der entsprechende Gewinn oder Verlust ebenfalls sofort ablesbar. Die Unterschiede im Langsamflugbereich werden als Sinkgeschwindigkeitsdifferenz abgelesen. Zieht man noch das Reiseflugdiagramm hinzu, in diesem Fall Abb. 6, so läßt sich die Sinkgeschwindigkeitsdifferenz in Abhängigkeit von der Steiggeschwindigkeit als Differenz in der Reisegeschwindigkeit ausdrücken. Polarendifferenzen im Langsamflug können in dieser Weise unmittelbar mit den Polarendifferenzen im Schnellflug verglichen werden; allerdings ist der Vergleich noch von der angenommenen Steiggeschwindigkeit abhängig. Ein Zahlenbeispiel mag diesen Vergleich noch erläutern: Es sei angenommen, daß eine Polare im Schnellflug ein $C_{wp} = 6,0 \cdot 10^{-3}$ besitze und im Langsamflug eine 10 cm/s kleinere Sinkgeschwindigkeit liefere als eine Vergleichspolare. Soll die Vergleichspolare den Verlust im Schnellflug gerade wettmachen, dann müßte ihr Profilwiderstand im Schnellflug bei $v_{st} = 2$ m/s auf $C_{wp} = 5,4 \cdot 10^{-3}$, bei $v_s = 1$ m/s auf $C_{wp} = 4,7 \cdot 10^{-3}$ heruntergehen. Betrachtet man lediglich die Änderungen und Differenzen, so kann man die Ergebnisse der Abb. 10 auch für andere Flugzeugauslegungen übernehmen, ohne wesentliche Fehler zu machen.

Zusammenfassung

Durch numerische Rechnungen wird der Einfluß der Profilpolaren auf die Reisefluggeschwindigkeit von Segelflugzeugen untersucht, die ihre Höhe im engen Kreisflug gewinnen. Legt man der Rechnung gemessene Profilpolaren zugrunde, so zeigt sich, daß ein Polarentyp, dessen Laminardelle von $0,1 \leq C_a \leq 1,4$ reicht, günstiger abschneidet als andere Polarentypen. Von wesentlicher Bedeutung ist dabei, daß dieses Ergebnis nicht von der Auslegung oder den Entwurfsdaten eines Segelflugzeuges abhängt.

- [1] K. Nickel: «Die günstigste Geschwindigkeit im Streckensegelflug», Thermik 2 (1949), S. 168.
- [2] R. Eppler: «Der günstigste Kreisflug von Segelflugzeugen», ZFW 1954, S. 15.
- [3] R. Eppler: «Die Auslegung von Segelflugzeugen», Schweiz. Aero-Revue, Aug. 1956, und OSTIV Publication No. IV.
- [4] F. X. Wortmann: «Einige Laminarprofile für Segelflugzeuge», OSTIV-Bericht 1963, Schweiz. Aero-Revue Nov. 63 und OSTIV Publication No. VII