

# Einfluß der Profilpolaren auf die Flugleistungen von Segelflugzeugen

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

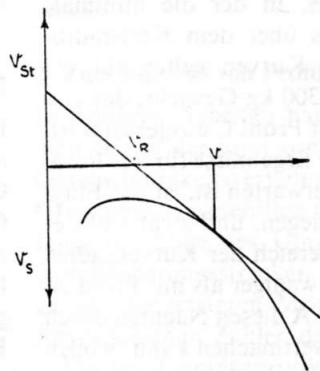
Vortrag am 9. OSTIV-Kongreß, Februar 1963, Junin (Argentinien)

## 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

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

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

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

$\rho$  = Luftdichte  
 $G/F$  = Flächenbelastung

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

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  $\varphi$  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

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

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

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 Segelflugezeuges 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.

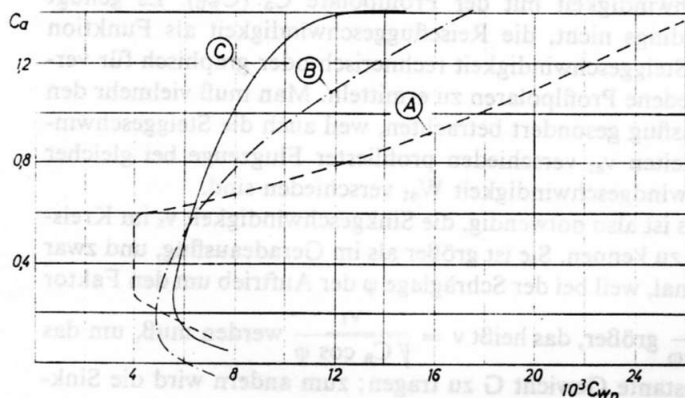


Abb. 1 Gemessene Profilpolaren von drei charakteristischen Laminarprofilen. Zur Berücksichtigung der variablen Reynoldsschen Zahl ist für die Flächenbelastung  $\frac{G}{F} = 25 \frac{\text{kp}}{\text{m}^2}$ , die Luftdichte  $\rho = \frac{1}{8} \frac{\text{kp s}^2}{\text{m}^4}$  und die Profiltiefe  $l = 0,85 \text{ m}$  angenommen worden

Profile vom Typ C hat man bei vielen Segelflugezeugtypen 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 Segelflugezeug 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  $\lambda$  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  $0,1 \leq c_a \leq 1,45$  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-