

Die Auslegung von Segelflugzeugen

Von R. Eppler, Stuttgart

Vortrag am 6. Kongreß der OSTIV, St-Yan (Frankreich), Juli 1956

1. Einleitung

Man dachte in letzter Zeit beim Entwurf von Segelflugzeugen vor allem an den Überlandflug und strebte immer höhere Flächenbelastungen und gute Leistungen im Geradeausflug an. Nun besteht aber der Überlandflug zu einem beträchtlichen Teil auch aus Kreisflug, und in ihm schneiden die «schnellen» Flugzeuge nicht so gut ab. Wir wollen hier nun genauer untersuchen, inwieweit die «langsamen» Flugzeuge durch ihren Vorsprung im Steigflug mit den schnellen konkurrieren oder gar Vorteile haben können. Dazu muß man, ähnlich wie dies B. H. Carnichael [1] getan hat, den Überlandflug als Kombination von Kreisflug und Geradeausflug betrachten. Wir geben im folgenden eine einfache Methode an, nach der diese Untersuchung für jede in Betracht gezogene Auslegung praktisch ebenso einfach wie die Aufzeichnung der Geschwindigkeitspolare erfolgen kann. Es wird dadurch möglich, bei der Planung eines Segelflugzeugs eine Menge von Parametern zu ändern und unter vielen Gesichtspunkten das Optimum auszuwählen.

Wir beschäftigen uns dabei weniger mit dem Einfluß einzelner aerodynamischer Verbesserungen, so wie dies etwa B. Cijan [2] oder K. G. Wilkinson [3] getan haben, sondern wir zeigen, wie man auf dem neuen Weg den Einfluß der Auslegungsdaten, wie Spannweite, Flächenbelastung, Flügelstreckung und grundsätzliche Profilauswahl übersehen kann. Wir gehen dabei hinsichtlich Gewicht und aerodynamischer Beiwerte von Größen aus, wie man sie nur mittels moderner Bauweisen und sorgfältiger aerodynamischer Durchbildung erreichen kann. Als Beispiel betrachten wir dann die Auslegung eines relativ kleinen Flugzeugs, das zwar aerodynamisch gut durchgebildet sein, jedoch wenig Sonderaufwand erfordern soll. Diese Aufgabenstellung käme etwa für eine «beschränkte Klasse» in Betracht.

2. Die günstigste Reisegeschwindigkeit

Die Geschwindigkeitspolare, der Zusammenhang zwischen der Sinkgeschwindigkeit v_s und der Horizontalgeschwindigkeit v , sagt über die Reisegeschwindigkeit beim Überlandflug wenig aus. Man muß die Reisegeschwindigkeit selbst betrachten, wenn man zuverlässige Vergleiche bekommen will. Wir berechnen deshalb das Diagramm des optimalen Reisefluges. Dazu nehmen wir in Übereinstimmung mit früheren Arbeiten [1], [4], [5] an, es werde so geflogen, daß zur jeweils im Steig-

flug vorhandenen Steiggeschwindigkeit v_{st} diejenige Geradeausfluggeschwindigkeit v gewählt werde, die zur maximalen (mittleren) Reisegeschwindigkeit v_R führt. Einen Abwind während des Geradeausflugs vernachlässigen wir, da er nach der Kontinuitätsbedingung (Summe der Aufwinde = Summe der Abwinde) im Mittel klein sein muß und man durch ein Ausfliegen der Auf- und Abwinde mit entsprechend kleineren oder größeren Geschwindigkeiten nach der McCreadyschen Ringskala [5] sogar eine bessere Reisegeschwindigkeit als bei durchweg verschwindendem Abwind erreichen kann.

Für die Berechnung des Zusammenhangs zwischen Steiggeschwindigkeit v_{st} und optimaler Reisegeschwindigkeit v_R benutzen wir eine ganz einfache Methode. Es sei uns von einem gewählten Flügelprofil die Polare, also die Abhängigkeit des Profilwiderstandsbeiwertes c_{wp} vom Auftriebswert c_a gegeben. Damit berechnen wir wie üblich zu jedem c_a die Geschwindigkeit

$$v = \sqrt{\frac{2G}{\rho F}} \cdot \frac{1}{\sqrt{c_a}} = \frac{v_1}{\sqrt{c_a}} \quad (1)$$

(G = Fluggewicht, F = Flügelfläche, v_1 = Geschwindigkeit beim Auftriebswert $c_a = 1$) und die Sinkgeschwindigkeit

$$v_s = \frac{c_w}{c_a} v \quad (2)$$

wobei sich der Beiwert des gesamten Widerstandes nach

$$c_w = c_{wp} + c_{ws} + c_{wi} \quad (3)$$

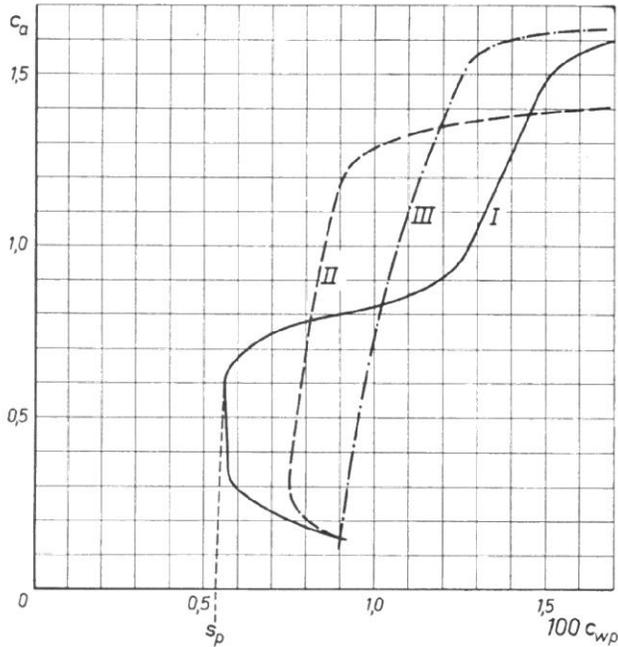
aus den Beiwerten des Profilwiderstandes, des schädlichen und des induzierten Widerstandes zusammensetzt. Der schädliche Widerstand hängt im allgemeinen von c_a ab. Wir nehmen ihn jedoch für unsere grundsätzlichen Untersuchungen, wie dies oft getan wird, als unabhängig von c_a an. Man kann diese Voraussetzung allerdings ohne Schwierigkeiten weglassen. Der induzierte Widerstandsbeiwert ist bei Segelflugzeugen praktisch immer in der Form

$$c_{wi} = \frac{1 + \delta}{\Lambda \pi} c_a^2 \quad (4)$$

(Λ = Flügelstreckung) zu erfassen, wo δ eine kleine Größe ist, welche die Abweichung von der elliptischen Auftriebsverteilung mißt. Die Werte v und v_s wird man ohnehin für jede in Betracht gezogene Auslegung berechnen. Mit ihnen

kann man nun mittels einer einzigen weiteren Größe das Reiseflugdiagramm vollends berechnen. Wir entnehmen der Profilpolaren (Figur 1) für jeden c_a -Wert nicht nur c_{wp} , sondern auch noch den Abstand s_p des Tangentenschnittpunktes vom Ursprung. Damit bilden wir für jedes

$$s = s_p + c_{ws} - c_{wi} \quad (5)$$



Figur 1

Hat man oben berücksichtigt, daß c_{ws} von c_a abhängt, dann tritt an die Stelle von c_{ws} in (5) eine Größe s_s , die genau wie s_p aus dem Polardiagramm für $c_{ws}(c_a)$ entnommen wird. Nun berechnen wir sofort für jedes c_a mit positivem s (das kleiner ist als das c_a der besten Gleitzahl) eine Steiggeschwindigkeit

$$v_{st} = \frac{2s}{c_w} v_s \quad (6)$$

und eine Reisegeschwindigkeit

$$v_R = \frac{v}{1 + \frac{c_w}{2s}} \quad (7)$$

Diese Größen haben die gewünschten Eigenschaften: hat man im Aufwind die für ein c_a berechnete Steiggeschwindigkeit v_{st} , dann muß man für die maximale erreichbare Reisegeschwindigkeit, die den nach (7) für dieses c_a berechneten Wert hat, mit der nach (1) definierten Geschwindigkeit v im Geradeausflug fliegen. Man kann also sofort die nach (6) und (7) berechneten Werte in das Reiseflugdiagramm eintragen.

Dieses Reiseflugdiagramm sagt über die erreichbaren mittleren Geschwindigkeiten des Überlandfluges schon wesentlich mehr aus als die Geschwindigkeitspolare. Wir werden bei den Beispielen Einzelheiten diskutieren; doch ist dieses Diagramm allein auch noch nicht der richtige Gütemaßstab für ein Segelflugzeug. Es muß jetzt zusätzlich noch der Kreisflug berücksichtigt werden.

3. Der günstigste Kreisflug

Ein Flugzeug, das beim Kreisflug auf einem bestimmten Kreis eine um Δv_s kleinere Sinkgeschwindigkeit hat als ein anderes,

wird beim Steigen in einem Aufwind entsprechender Ausmaße um den gleichen Betrag Δv_s schneller steigen. Es gewinnt demnach dort schon einen Vorsprung. Vergleicht man es mit dem andern, dann muß man im Reiseflugdiagramm jeweils den um Δv_s erhöhten Wert der Steiggeschwindigkeit heranziehen.

Um diesen Einfluß berücksichtigen zu können, zeichnen wir noch die Diagramme des günstigsten Kreisfluges. Nach R. Eppler [6] geht dies mit der Größe s aus (5) wieder sehr einfach. Man erhält mittels

$$\cos^2 \varphi = \frac{\frac{3}{2} c_w}{c_w - s} \quad (8)$$

für alle c_a mit

$$-s > \frac{1}{2} c_w \quad (9)$$

(das sind die c_a -Werte oberhalb der geringsten Sinkgeschwindigkeit) eine Schräglage φ , die bei dem zugrundeliegenden c_a zum günstigsten Kreisflug führt. Das heißt, daß auf dem dazu nach

$$r = \frac{v_i^2}{g c_a \sin \varphi} \quad (10)$$

(g = Erdbeschleunigung) berechneten Kreisradius r die gleichzeitig durch

$$v_{sK} = v_s \cos^2 \varphi \quad (11)$$

festgelegte Sinkgeschwindigkeit des Kreisfluges die geringstmögliche ist.

Die c_a -Werte, die nach (8) auf brauchbare Schräglagen und nach (10) auf übliche Kreisradien führen, liegen meist schon ziemlich hoch. Man kann deshalb beim Vergleich der Auslegungen ohne weiteres noch eine Vereinfachung treffen. Man nimmt in (10) immer ein und dasselbe c_a , das so hoch gewählt wird, daß eben noch ein sicheres Fliegen möglich ist, etwa 10% weniger als $c_{a \max}$. Dazu wählt man dann beliebige φ -Werte und berechnet nach (10) und (11) ein Kreisflugdiagramm, das nicht exakt das günstigste ist. Es wird vor allem bei kleinen Schräglagen und großen Radien ungenau sein, weil es für $\varphi \rightarrow 0$, $v \rightarrow \infty$ als Sinkgeschwindigkeit diejenige des gewählten c_a ergibt, während beim günstigsten Kreisflugdiagramm dort als Grenzwert die geringste Sinkgeschwindigkeit auftreten muß. Wir berücksichtigen diesen Unterschied noch, indem wir als waagrechte Asymptote die minimale Sinkgeschwindigkeit einführen. Damit erhalten wir sicher eine gute Näherung für den günstigsten Kreisflug, die für unsere Vergleichsbetrachtungen ausreicht, und die wieder ohne

jede Mühe berechnet werden kann, da die Größen $\frac{1}{\sin \varphi}$ und $\cos^2 \varphi$ immer die gleichen bleiben.

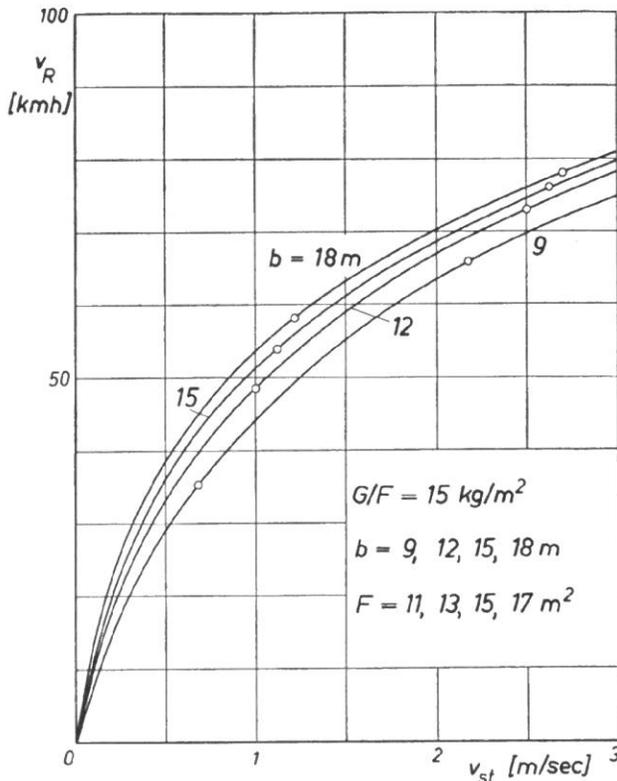
Mit Reiseflug- und Kreisflugdiagramm haben wir die einzigen konsequenten Gütemaßstäbe der Segelflugzeuge für den Überlandflug. Wir werden später noch darauf zurückkommen, daß hinsichtlich der meisten andern Auslegungsgesichtspunkte, etwa Landung, Hangflug, Kampf gegen Absaufen usw., möglichst kleine Geschwindigkeiten und Sinkgeschwindigkeiten verlangt werden. Wenn wir also bezüglich des Überlandfluges nicht eindeutig zur Festlegung kommen, werden wir eine etwas kleinere Flächenbelastung und eine geringere Sinkgeschwindigkeit vorziehen.

4. Beispiele

Wir wollen nun an den folgenden Beispielen zeigen, wie einfach man mit den beiden Diagrammen auf zuverlässige Aussagen über die Auslegung von Segelflugzeugen kommt. Wir berücksichtigen dabei besonders solche Auslegungsdaten, die für eine beschränkte Klasse in Frage kommen.

A. Der Einfluß der Spannweite bei konstanter Flächenbelastung

Unsere Leistungssegelflugzeuge haben alle relativ große Spannweiten von 18 bis 20 m. Der Vorteil dieser großen Spannweiten ist offensichtlich. Die Rumpffgröße ist praktisch unabhängig von der Flügelgröße; deshalb wird bei Vergrößerung der Flügelgröße der anteilige schädliche Widerstand kleiner. Außerdem können größere Spannweiten bei gleicher Flächenbelastung mit höherer Streckung λ gebaut werden. Man erhält bei jedem c_a kleinere Beiwerte des schädlichen und des induzierten Widerstandes und damit bessere Gleitzahlen und bessere Sinkgeschwindigkeiten als bei kleinerer Spannweite. Wir wollen nun diese Vorteile in ihrer Auswirkung auf den Überlandflug untersuchen. Dazu berechnen wir für vier Flugzeuge gleicher Flächenbelastung $G/F = 15 \text{ kg/m}^2$, aber verschiedener Spannweiten 9, 12, 15 und 18 m und verschiedener Flächen 11, 13, 15 und 17 m^2 die Reiseflug- und Kreisflugdiagramme. Die Flügelflächen und damit die Fluggewichte sind jeweils so klein gewählt, wie dies bei 15 kg/m^2 Flächenbelastung eben noch möglich erscheint. Die c_{icp} -Werte wurden der Polaren I von Figur 1 entnommen. Über sie wird später noch zu sprechen sein.

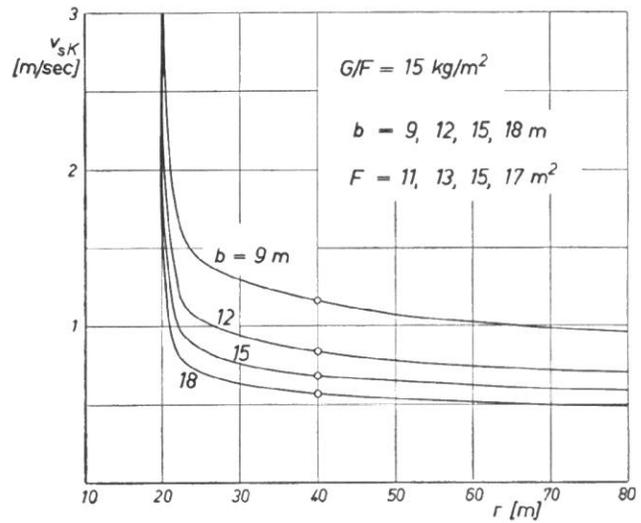


Figur 2

Für den schädlichen Widerstand haben wir angenommen, daß er bei einer Flügelgröße von $F^* = 10 \text{ m}^2$ den Wert $c_{ws}^* = 0,004$ habe. Dann ergibt die Umrechnung auf andere Flächen

$$c_{ws} = \frac{F^*}{F} \cdot c_{ws}^* \quad (12)$$

In Gleichung (4) für den induzierten Widerstand haben wir $\delta = 0,02$ gewählt, also eine der elliptischen gut angenäherte Auftriebsverteilung vorausgesetzt. Aus dem in Figur 2 dargestellten Ergebnis erkennen wir, daß sich die Reisegeschwindigkeiten mit der Spannweite gar nicht so sehr ändern. Nur das kleinste Flugzeug fällt, vor allem bei kleinen Steiggeschwindigkeiten, etwas ab. Nun müssen wir allerdings berücksichtigen, daß die Sinkgeschwindigkeiten im Kreisflug bei größerer Spannweite gemäß Figur 3 ebenfalls abnehmen. Steigt also beispielsweise das 12-m-Flugzeug auf einem Kreis von 40 m Radius mit 1 m/s, dann steigt dasjenige mit 15 m Spannweite auf dem gleichen Kreis schon mit 1,16 m/s, das größte betrachtete mit 1,27 m/s, das kleinste dagegen nur mit 0,68 m/s. Man darf also in Figur 2 nicht die Punkte gleicher Steiggeschwindigkeit miteinander vergleichen, sondern die durch Kreise markierten, die für einen zweiten Fall, in dem das 12-m-Flugzeug mit 2,5 m/s steigt, auch noch eingezeichnet sind.



Figur 3

Hier erkennt man nun ein bemerkenswertes Ergebnis. Die Änderung der Kreisflug-Sinkgeschwindigkeit macht beim Reiseflug jeweils mehr aus als die Änderung der Reisegeschwindigkeit selbst. Vor allem bei schwachen Aufwinden äußert sich eine Vergrößerung der Spannweite sehr günstig. Grundsätzlich bringt die Spannweitenänderung von 9 auf 12 m aber schon größere Vorteile als die Änderung von 12 auf 18 m. Wenn man also die Spannweite bei einer Klasse zu beschränken gedenkt, dann wird man als Wert möglichst 12 m nehmen, da bis hierher noch erhebliche Verbesserungen erzielt werden und man einen 12-m-Flügel ohne weiteres noch einteilig bauen kann.

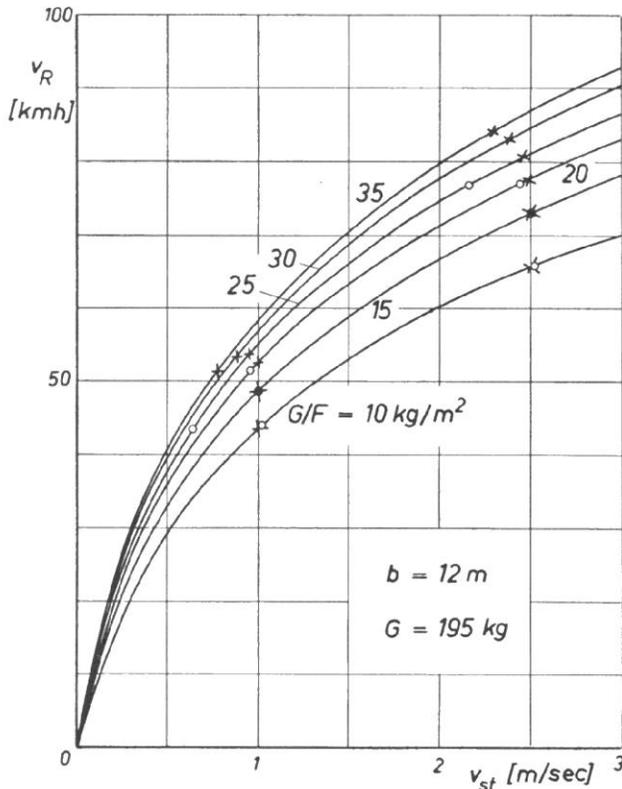
B. Einfluß der Flügelgröße bei konstanter Spannweite und konstantem Fluggewicht

Wir wollen uns nun mit der Auslegung eines Flugzeuges von 12 m Spannweite näher befassen. Dabei wird die erste Frage sein, welche Flügelgröße zu nehmen ist. Nehmen wir kleine Fläche, dann wird wegen

$$\lambda = \frac{b^2}{F} \quad (13)$$

die Flügelstreckung groß und der Beiwert des induzierten Widerstandes nach (5) klein. Dagegen wird der Beiwert des schädlichen Widerstandes nach (12) groß. Die Geschwindig-

keit im Geradeausflug wird bei kleinerer Fläche wegen der höheren Flächenbelastung nach (1) größer, ebenso aber auch die Kreisradien nach (10). Wir haben also zwei Paare von sich jeweils entgegenwirkenden Einflüssen, und es ist sicher von Interesse, wie die günstigsten Möglichkeiten aussehen. Wir haben deshalb unsere Methode auch für den Fall angewandt, daß die Spannweite $b = 12$ m und das Fluggewicht $G = 195$ kg konstant, die Flügelfläche dagegen veränderlich ist und die Werte 19,5, 13, 9,75, 7,8, 6,5 und 5,57 m² annimmt, was auf die Werte $G/F = 10, 15, 20, 25, 30$ und 35 kg/m² führt. Die Annahme, daß trotz der geänderten Fläche das Fluggewicht konstant bleibt, wird nicht ganz zutreffen. Wir berücksichtigen später aber auch noch Änderungen des Fluggewichts.



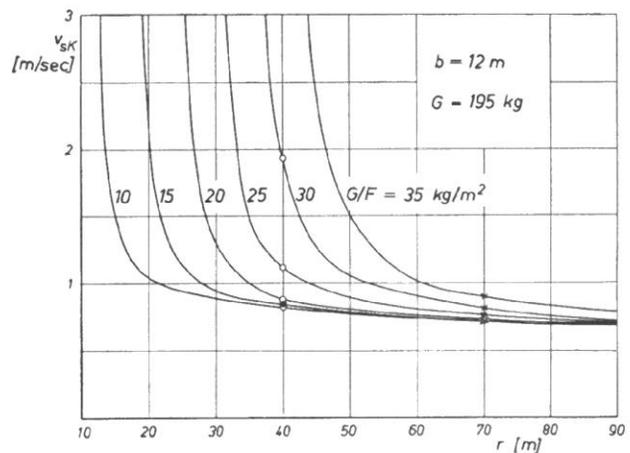
Figur 4

Die berechneten Diagramme sind in Fig. 4 und 5 dargestellt. Es wurden wieder die Profilpolare I und die schon im vorangehenden Beispiel benutzten schädlichen und induzierten Widerstände verwendet. Man kann vielleicht einwenden, daß der schädliche Widerstand nicht, wie in (12) vorausgesetzt, immer der gleiche bleibt, sondern daß vielmehr der Anteil des Höhenruders kleiner wird, wenn Flügelfläche und damit Flügeltiefe kleiner werden. Dafür nimmt aber mit der Flügeltiefe auch die Reynoldssche Zahl des Flügels ab und damit der Profilwiderstand zu. Die beiden kleinen Einflüsse heben sich also noch weitgehend auf.

Wir bemerken zunächst, daß nach Fig. 4 die Reisegeschwindigkeiten v_R bei steigender Flächenbelastung keineswegs so zunehmen, wie man das häufig erwartet. Die Erhöhung von 15 auf 30 kg/m² bringt beispielsweise bei gleichen Steiggeschwindigkeiten jeweils nur 15 bis 17% verbesserte Reisegeschwindigkeit. Nur das ganz langsame Flugzeug mit 10 kg/m² Flächenbelastung fällt wieder mehr ab. Nun muß man aber wieder berücksichtigen, daß die Steiggeschwindigkeiten mit den Kreisflugdiagrammen von Fig. 5 korrigiert

werden müssen. Nehmen wir zum Vergleich einmal an, das Flugzeug mit $G/F = 15$ kg/m² habe auf einem Kreis von 70 m Radius 1 m/s Steigen. Dann haben auf diesem großen Kreis die Flugzeuge mit 10 und 20 kg/m² ungefähr die gleichen Werte von v_{st} , die schnelleren dagegen v_{st} -Werte, die um 0,04, 0,09 und 0,19 m/s kleiner sind (gekennzeichnete Punkte in Fig. 4 und 5). Dadurch geht in diesem relativ schwachen Aufwind beim Flugzeug mit der höchsten Flächenbelastung schon so viel verloren, daß es nicht mehr die höchste Reisegeschwindigkeit hat. Die Flugzeuge mit 30, 25 und 20 kg/m² Flächenbelastung sind vielmehr schneller, dasjenige mit 15 kg/m² kaum langsamer. Nur wenn sehr starke Aufwinde mit großem Durchmesser vorhanden sind, sind die hochbelasteten Flugzeuge besser, wie bei den Steiggeschwindigkeiten um 2,5 m/s herum die durch Kreuze markierten Punkte zeigen. Aber auch hier schwindet der Vorteil der hochbelasteten Flugzeuge durch den Nachteil im Kreisflug auf wenige Prozent gegenüber dem Flugzeug mit 15 kg/m² Flächenbelastung.

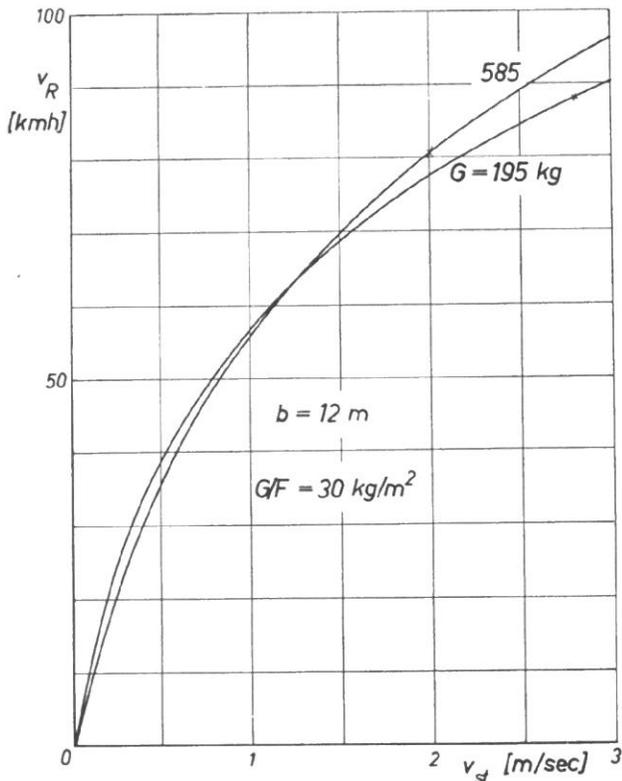
Dabei war der Kreisradius mit 70 m schon größer gewählt als die häufigen Aufwindausmaße in vielen Gegenden. Nehmen wir an, das Flugzeug mit 15 kg/m² Flächenbelastung habe auf einem Kreis von 40 m Radius 1,0 oder 2,5 m/s Steigen, dann ergeben sich für die andern Flugzeuge die durch Nullkreise markierten Punkte von Fig. 4. Obwohl auch 40 m noch kein kleiner Kreisradius ist, können in diesem Aufwind die Flugzeuge mit 30 und 35 kg/m² Flächenbelastung schon nicht mehr fliegen; bei den andern macht der Nachteil des Kreisfluges soviel aus, daß in diesem Bereich die Flächenbelastung 20 kg/m² die beste ist, 15 kg/m² jeweils kaum schlechter. Man wird demnach wohl als Flächenbelastung 15 oder höchstens 20 kg/m² wählen, denn es gibt viele Tage, an welchen diese Flugzeuge schon so viel früher fliegen können, daß die schnelleren den Vorsprung mit ihrer um 10% höheren Reisegeschwindigkeit in den guten Stunden kaum mehr einzuholen vermögen. Die Vorteile bei Landung, Kampf gegen Absaufen, Halten an einem kleinen Hang usw. sprechen dazu für die gering belasteten Flugzeuge. Sie sind allerdings infolge der vorausgesetzten hohen aerodynamischen Güte auch nicht gerade «langsam», sondern haben bei hohen Geschwindigkeiten von etwa 100 km/h immer noch gute Gleitzahlen.



Figur 5

Wir haben jetzt noch gar nicht berücksichtigt, daß auch bei den Wetterlagen mit 70 m Kreisradius die Aufwindstärke oft gegen die Mitte, dem Kern des Aufwindes hin, zunimmt und daß die leichter belasteten Flugzeuge diesen Kern besser ausfliegen können als die schwerer belasteten Flugzeuge. Dadurch wird der Vorteil der letzteren auch bei guten Wetterlagen noch wesentlich verkleinert. Wir könnten leicht auch

diesen Einfluß noch berücksichtigen, indem wir in die Kreisflugdiagramme gewisse Aufwindverteilungen einzeichnen (vgl. [1]) und dann für jedes Flugzeug die maximal mögliche Steiggeschwindigkeit entnehmen. Dies ist jedoch problematisch, weil über die Geschwindigkeitsverteilungen im Aufwind kaum Anhaltspunkte existieren. Es gibt sicher auch viele großräumige Aufwinde, in welchen die kleinen Radien keine Vorteile bringen. Für solche Wetterlagen treffen dann unsere gekreuzten Punkte zu; in andern Aufwinden haben die von uns vorgeschlagenen kleinen Flächenbelastungen höchstens Vorteile.



Figur 6

C. Der Einfluß der Flügelfläche bei konstanter Flächenbelastung und konstanter Spannweite

Man kann gegen die Schlüsse des Beispiels B einwenden, daß die hohen Flächenbelastungen nicht notwendig durch Verkleinerung der Fläche und damit durch Vergrößerung des c_{as} erkauft werden müssen. Man kann sie auch bei größerer Fläche und höherem Gewicht erreichen, allerdings dann bei kleinerer Streckung und größerem c_{wi} . Bei kleinen c_a -Werten, wo c_{wi} immer sehr klein ist, bringt die Vergrößerung der Fläche sicher Vorteile, die das Bild der Untersuchung B zugunsten der hohen Flächenbelastungen wandeln können. Der umgekehrte Fall, der zugunsten der geringen Flächenbelastungen wirken könnte, nämlich daß die kleinen Flächenbelastungen auch mit höherer Streckung gebaut werden könnten, ist dagegen nicht reell vorhanden, da er zu kleine Baugewichte voraussetzen würde.

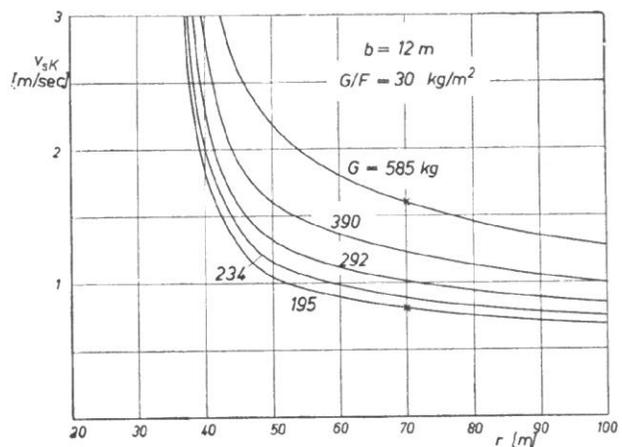
Wir wandeln zur Klärung der angeschnittenen Frage die Rechnung von B so ab, daß wir uns die dortigen Flugzeuge mit $G/F < 30 \text{ kg/m}^2$ so verstärkt und mit Ballast versehen denken, daß sie alle auf $G/F = 30 \text{ kg/m}^2$ kommen. Dasjenige aus B mit $G/F = 35 \text{ kg/m}^2$ entfällt dabei, da wir das entsprechend verkleinerte Baugewicht sicherlich nicht erreichen können.

Wir erhalten demnach zum Vergleich lauter Flugzeuge mit $b = 12 \text{ m}$ und $G/F = 30 \text{ kg/m}^2$, während die Flügelfläche die verschiedenen Werte $F = 6,5, 7,8, 9,75, 13$ und $19,5 \text{ m}^2$ annimmt, das Gewicht die entsprechenden. Es fragt sich, ob die großen Flächen und Gewichte Vorteile haben.

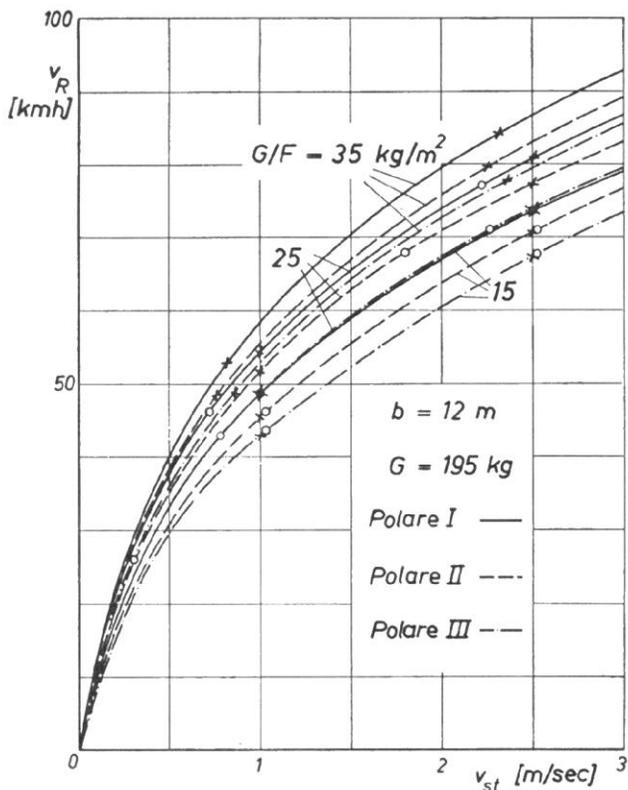
Die Fig. 6 und 7 zeigen das Gegenteil. Die Reiseflugdiagramme liegen im Bereich normaler Steiggeschwindigkeiten so dicht beieinander, daß die Zeichnung aller Linien nicht möglich war. In Figur 6 sind nur die beiden extremen gezeichnet; die andern Linien liegen praktisch dazwischen. Der Vorteil der großen Fläche beginnt erst oberhalb von $v_{st} = 1,5 \text{ m/s}$, und er bleibt auch dort bis hinauf zu hohen, hier nicht dargestellten v_{st} -Werten unerheblich. Dagegen ist der Nachteil bei den Sinkgeschwindigkeiten gemäß Figur 7 auffallend. Er überwiegt, wie man aus den angekreuzten Punkten des gleichen Halbmessers 70 m von Figur 6 erkennt, den Vorteil der höheren Reisegeschwindigkeit bei weitem. Das leichteste Flugzeug mit der kleinsten Fläche ist also durchweg besser; wir haben unter B die hohen Flächenbelastungen nicht benachteiligt.

D. Der Einfluß der Profilpolaren

Einen weiteren wesentlichen Einfluß übt die Profilpolare aus. Wir haben bisher die Polare I von Figur 1 zugrunde gelegt, welche theoretisch für ein neuartiges Laminarprofil gilt. Bei ihm wurden nur im c_a -Bereich zwischen $c_a = 0,3$ und $c_a = 0,7$ hohe Laminareffekte angestrebt. Die geringe Breite der Laminardelle ermöglichte aber außerdem eine Konstruktion, mit der auch hohe c_a -Werte ohne wesentliche Strömungsablösung geflogen werden. Im Bereich zwischen $c_a = 0,7$ und $c_a = 1,1$, in welchem gewöhnlich die besten Gleitzahlen und Sinkgeschwindigkeiten erfolgen werden, gibt es dagegen viele andere Profile mit geringerem c_{wp} . Um beurteilen zu können, ob nicht der Bereich oberhalb von $c_a = 0,7$ einen wesentlichen Einfluß hat, haben wir nun noch zwei andere Polaren für unsere Rechnung herangezogen, die ebenfalls jeweils nach den neuesten theoretischen Ergebnissen ein Optimum darstellen. Die Polare II entspricht einem Profil, das eine wesentlich größere Laminardelle als Profil I hat; der Widerstand innerhalb derselben ist dagegen größer als beim Profil I, auch das $c_{a \text{ max}}$ liegt niedriger als bei I. Im Bereich zwischen $c_a = 0,7$ und $1,1$ ist es aber wesentlich besser als dasjenige von I. Der Polaren III liegt ein Profil mit extrem großer Laminardelle und entsprechend noch größerem Widerstand innerhalb derselben zugrunde. Auch dieses Profil ist oberhalb von $c_a = 0,7$ wesentlich besser als Profil I, bei hohen c_a -Werten auch besser als Profil II. Der Kreisflug wird hier der günstigste sein. Das $c_{a \text{ max}}$ ist das gleiche wie bei I.

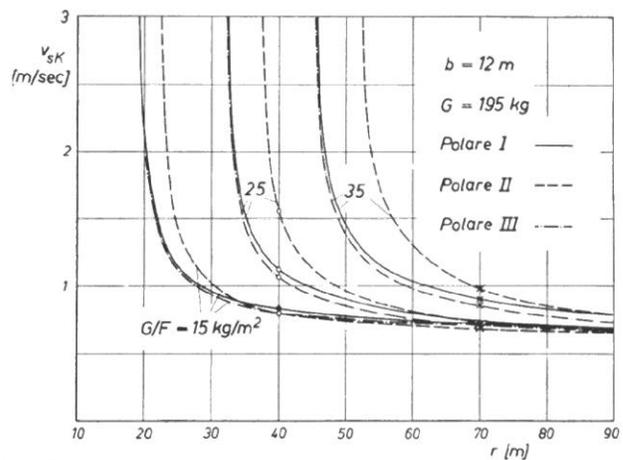


Figur 7



Figur 8

Der Vergleich der Polaren wurde für die drei Auslegungen aus B mit $G/F = 15, 25$ und 35 kg/m^2 durchgeführt. In Fig. 8 und 9 ist das Ergebnis dargestellt. Die Profile II und III ergeben bei allen drei Flächenbelastungen wesentliche Einbußen an Reisegeschwindigkeit, Profil III jeweils noch mehr als II. Dies gilt auch noch für den Fall hoher Flächenbelastung und hoher Streckung, bei welchem an sich der günstigste Gleitwinkel bei relativ hohem c_a liegt. Beim Überlandflug kommt man aber offenbar schon bei kleinen Aufwindstärken in den c_a -Bereich, in welchem Profil I überlegen ist. Die Verbesserung des Kreisfluges von Profil III gegen I ist dagegen unwesentlich. Bei den hohen c_a -Werten des Kreisfluges überwiegt der induzierte Widerstand so lange, wie nicht Strömungsablösungen c_{wp} -Werte in der Größenordnung von 0,03 bis 0,04 ergeben. Unter den Linien gleicher Flächenbelastung ergibt immer die Polare I die günstigsten Werte, wie die angekreuzten und umkreisten Punkte der gleichen Radien 40 und 70 m zeigen. Der Übergang von Profil III auf Profil I bringt schon den gleichen Vorteil wie die Erhöhung der Flächenbelastung von 15 auf 25 kg/m^2 und mehr als die Erhöhung der Flächenbelastung von 25 auf 35 kg/m^2 . Für die Auswahl des Profils ergibt sich also der Gesichtspunkt, daß nur im c_a -Bereich zwischen 0,3 und 0,7 extrem niedriger Widerstand wichtig ist, wenn gleichzeitig hohe $c_{a \text{ max}}$ -Werte erreicht werden. Ebenso muß beim Rumpfwiderstand vornehmlich danach getrachtet werden, daß er in dem genannten c_a -Bereich möglichst klein wird.



Figur 9

Man könnte natürlich die Liste der Beispiele mühelos noch weiter fortsetzen und etwa nach dem Einfluß von Wölbungsclappen, Profildicke und Flügelgewicht fragen. Wir wollten hier aber vornehmlich die Methode der Auslegungsuntersuchung angeben und sie lediglich auf ein Flugzeug anwenden, das für eine beschränkte Klasse in Frage kommt, das also zwar hinsichtlich Oberfläche und Aerodynamik einige Güte aufweist, das aber andererseits möglichst wenig Sonderaufwand erfordert.

5. Zusammenfassung

Es wurde eine Methode angegeben, mit welcher die Einflüsse von Entwurfsmerkmalen auf den Überlandflug besonders einfach zu übersehen sind. Es zeigt sich, daß der Steigflug im Aufwind und damit der Kreisflug mehr Einfluß hat, als allgemein berücksichtigt wurde. Für eine beschränkte Klasse, deren Spannweite mit 12 m festgelegt werden könnte, folgt, daß ohne Verwendung von auftrieberhöhenden Klappen vornehmlich kleine Flächenbelastungen in Frage kommen. Für die Profilauswahl erweist sich nur der c_a -Bereich zwischen 0,3 und 0,7 sowie das $c_{a \text{ max}}$ als entscheidend.

Literaturverzeichnis

- [1] B. H. Carmichael, What Price Performance. Aerophysics Department Mississippi State College, February 10, 1954.
- [2] B. Cijan, Glider Performance Calculation. Aero Bilten, Beograd 1953, S. 36.
- [3] K. G. Wilkinson, The Design of Sailplanes for high Performance. Aircraft Engineering 1951, S. 263.
- [4] K. Nickel, Die günstigste Geschwindigkeit im Streckensegelflug. Thermik 2 (1949), S. 168.
- [5] K. Nickel, Die McCready'sche Ringskala. Thermik 3 (1950), S. 80.
- [6] R. Eppler, Der günstigste Kreisflug von Segelflugzeugen. Zeitschrift für Flugwissenschaft 1954, S. 15.