

Der Einfluss der Tragflügelstreckung auf die maximale Reisegeschwindigkeit im Überland-Segelflug*

Von Dipl.-Ing. H. W. Wippermann

1. Einleitung

Die Gesichtspunkte, die für die Auslegung von Leistungssegelflugzeugen massgebend sind, haben im Verlaufe der Segelflugentwicklung erhebliche Wandlungen erfahren. Einigkeit über die geeignetste Wahl der Konstruktionsparameter scheint jedoch auch heute noch nicht zu herrschen. Der Hauptgrund hierfür dürfte in der Unsicherheit bei der Annahme der meteorologisch bedingten Grössen liegen. Eine unterschiedliche Bewertung dürfte jedoch auch aus den verschiedenartigsten Vereinfachungen in bekanntgewordenen Optimalrechnungen resultieren. Tabelle 1 zeigt, wie unterschiedlich die Hauptdaten moderner Leistungssegelflugzeuge ausfallen.

In dieser Arbeit soll nur der Einfluss einer Grösse, nämlich der Tragflügelstreckung, auf die maximale Reisegeschwindigkeit untersucht werden. Es wird angenommen, dass alle anderen Konstruktionsparameter bereits festgelegt sind.

2. Annahme der Flugzeugpolare

Zur rechnerischen Behandlung des Optimalproblems ist es notwendig, für die Flugzeugpolare einen analytischen Ausdruck einzuführen. Unter Vernachlässigung des Interferenzwiderstandes setzt sich der Gesamtwiderstandsbeiwert aus folgenden Anteilen zusammen:

$$c_w = c_{wp} + \frac{F_R \cdot c_{wR}}{F} + \frac{F_L \cdot c_{wL}}{F} + \frac{c_a^2}{\pi \cdot \lambda_{eff}} \quad (2.1)$$

Profil- Rumpf- Leitwerks- induzierter Widerstand

Die Abhängigkeit des Profilwiderstandsbeiwertes c_{wp} vom Auftriebsbeiwert c_a , die durch die Profilpolare $c_{wp} = c_{wp}(c_a)$ gegeben ist, soll unberücksichtigt bleiben. Diese grobe Vereinfachung wirkt sich bei hohen c_a -Werten im Langsamflug ($c_a \approx 1-1,5$) erheblich stärker aus als bei den niedrigen Werten im Schnellflug ($c_a \approx 0,2-0,5$). Bei Laminarprofilen stellt die Annahme im Schnellflug sogar eine recht gute Näherung dar, da sich im Bereich der Laminardelle c_{wp} nur sehr wenig mit c_a ändert.

Die Widerstandsbeiwerte für Rumpf (c_{wR}) und Leitwerk (c_{wL}), die auf Rumpfgrösstquerschnitt F_R bzw. Leitwerksfläche F_L bezogen sind, seien unabhängig vom Anstellwinkel α , damit also ebenfalls unabhängig von c_a .

Die effektive Tragflügelstreckung λ_{eff} werde angenähert durch die geometrische Streckung λ (Abweichungen von der elliptischen Auftriebsverteilung werden vernachlässigt), so dass mit der Beziehung:

$$\lambda = \frac{b^2}{F} \quad (2.2)$$

die Tragflügelfläche F aus (2.1) eliminiert werden kann. Mit der Hilfsgrösse:

$$B = (F_R \cdot c_{wR} + F_L \cdot c_{wL})/b^2 \quad (2.3)$$

nimmt (2.1) dann folgende Gestalt an:

$$c_w = c_{wp} + B \cdot \lambda + \frac{c_a^2}{\pi \cdot \lambda} \quad (2.4)$$

Sind Widerstandsbeiwerte und Spannweite für einen Entwurf festgelegt, so ist c_w nur noch eine Funktion von c_a und λ .

Tabelle 2 gibt einen Überblick über den zur Anwendung kommenden Bereich der Hauptdaten von Segelflugzeugen.

Tabelle 2

Profilwiderstandsbeiwert (minimaler)	$c_{wp} = 0,006 - 0,015$
Rumpf-Leitwerks-Widerstands-koeffizient	$B = 0,0001 - 0,001$
Tragflügelstreckung	$\lambda = 15 - 30$
Spannweite	$b = 13 - 20 \text{ m}$
Gewicht	$G = 250 - 500 \text{ kp}$
Flächenbelastung	$G/F = 18 - 35 \text{ kp/m}^2$
Klafterflächenbelastung	$G/b^2 = 1 - 1,5 \text{ kp/m}^2$
maximaler Auftriebsbeiwert	$c_{a_{max}} = 1,2 - 1,7$

3. Geschwindigkeitspolare

Die Geschwindigkeitspolare ist einer der Massstäbe zur Beurteilung der Güte eines Segelflugzeuges. 1934 hat Lippisch den Einfluss einiger Parameter auf die Geschwindigkeitspolare untersucht [1]. Zur Verbesserung der Schnellflugeleistungen schlug er eine Erhöhung der Flächenbelastung vor. Die Tabelle 3 zeigt an einigen Beispielen, in welchem Masse die Flächenbelastung in der Folgezeit vergrössert wurde. Diese höhere Flächenbelastung ist einer der wesentlichen Gründe für die beträchtliche Steigerung der Streckenflugeleistungen gewesen. Vergleicht man Tabelle 3 und 1, so muss man feststellen, dass die durchschnittliche Flächenbelastung gegenüber den Vorkriegsjahren weiter angestiegen ist. Ist es nun sinnvoll, die Flächenbelastung immer weiter zu steigern? Unter den hier getroffenen Voraussetzungen kann die Fragestellung eingeschränkt werden: Ist es sinnvoll, die Flügelstreckung möglichst hoch zu treiben?

Zur Beantwortung dieser Frage wird zunächst ein analytischer Ausdruck für die Geschwindigkeitspolare abgeleitet. Die Sinkgeschwindigkeit v_s im Geradeausflug mit der Horizontalgeschwindigkeit v_h ergibt sich zu:

* Der Bericht entstammt der Arbeit des Instituts für Angewandte Mathematik der Technischen Hochschule Karlsruhe

$$v_s = v_h \cdot \frac{c_w}{c_a}$$

Wegen der kleinen Gleitwinkel bei Segelflugzeugen kann die Horizontal- durch die Fluggeschwindigkeit v angenähert werden. Mit (2.4) bekommt die Geschwindigkeitspolare dann folgende Gestalt:

$$v_s \approx v \cdot \frac{c_w}{c_a} = \frac{v}{c_a} (c_{wp} + B \cdot \lambda) + \frac{c_a}{\pi \cdot \lambda} \cdot v \quad (3.1)$$

Unter der Voraussetzung $c_a \gg c_w$ kann c_a bekannterweise gesetzt werden:

$$c_a \approx \frac{2}{\rho} \cdot \frac{G}{F} \cdot \frac{1}{v^2} \quad (3.2)$$

Mit (2.2) lässt sich die Hilfsgröße:

$$H = \frac{2}{\rho} \cdot \frac{G}{b^2} \quad (3.3)$$

in (3.2) einführen:

$$c_a \approx H \cdot \frac{\lambda}{v^2} \quad (3.4)$$

Durch Einsetzen von (3.4) in (3.1) ergibt sich die Geschwindigkeitspolare in folgender Gestalt:

$$v_s(v, \lambda) = \frac{v^3}{H} \left(\frac{c_{wp}}{\lambda} + B \right) + \frac{H}{\pi \cdot v} \quad (3.5)$$

Nimmt man an, dass die Spannweite eines Entwurfes festgelegt ist und die Klafferflächenbelastung G/b^2 , die in H enthalten ist, unabhängig von der Streckung λ ist, kann die Geschwindigkeitspolare (3.5) nur noch durch Ändern der Streckung λ beeinflusst werden. Die Annahme, dass die Klafferflächenbelastung, oder, was hier dasselbe ist, das Gewicht unabhängig von der Streckung ist, stellt jedoch eine Näherung dar. Die Abhängigkeit des Gewichtes von der Streckung ist nach [2] und [3] nur gering, so dass bei nicht zu extremem Streckungsbereich mit der Annahme gearbeitet werden kann.

Aus (3.5) ist unmittelbar zu ersehen, dass die Streckung zur Erzielung einer geringen Sinkgeschwindigkeit v_s möglichst hoch zu wählen ist. Da die Klafferflächenbelastung als konstant angesehen wird, ist das auf Grund der Beziehung:

$$G/F = \lambda \cdot G/b^2$$

gleichbedeutend mit der Wahl einer hohen Flächenbelastung.

Für gute Streckenflugeleistungen ist aber nicht nur die Geschwindigkeitspolare massgebend. Je schlechter die thermischen Verhältnisse sind, desto mehr Wert muss auf gute Kreisflugeleistungen gelegt werden. Im nächsten Abschnitt soll daher der Einfluss der Streckung auf die Sinkgeschwindigkeit im Kurvenflug ermittelt werden.

4. Kreisflugpolare

Im Kurvenflug ist der Auftrieb $A \approx \frac{G}{\cos \varphi} \zeta$, wenn den Winkel zwischen Flugzeughochachse und Erdnormale bezeichnet (Schräglage). Wird die Profilpolare unter Vernachlässigung unterschiedlicher Anströmungsverhältnisse der Tragfläche auf den Kreisflug übertragen, ergibt sich die Fluggeschwindigkeit v_K unter der Voraussetzung $c_a \gg c_w$ aus:

$$v_K \approx \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot \frac{G}{F} \cdot \frac{1}{c_a \cdot \cos \varphi}} \quad (4.1)$$

Der gegen die Horizontalebene gemessene Gleitwinkel ist:

$$\operatorname{tg} \varepsilon = \frac{c_w}{c_a \cdot \cos \varphi} \quad (4.2)$$

Aus (4.1) und (4.2) ergibt sich die Sinkgeschwindigkeit zu:

$$v_{sK} = v \cdot \operatorname{tg} \varepsilon \approx \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot \frac{G}{F} \cdot \frac{c_w^2}{c_a^3 \cdot \cos^3 \varphi}} \quad (4.3)$$

Unter Benutzung der Beziehung für die Zentrifugalkraft und der Beziehung (4.1) ist der Kreisradius:

$$r = \frac{1}{g} \cdot \frac{2}{\rho} \cdot \frac{G}{F} \cdot \frac{1}{c_a \cdot \sin \varphi} \quad (4.4)$$

Hiermit ergibt sich für $\cos^{3/2} \varphi$:

$$\cos^{3/2} \varphi = \left[1 - \left(\frac{1}{g} \cdot \frac{2}{\rho} \cdot \frac{G}{F} \cdot \frac{1}{c_a \cdot r} \right)^2 \right]^{3/4} \quad (4.5)$$

Mit den Annahmen (2.2) und (2.4), der Hilfsgröße H nach (3.3) und Elimination der Schräglage nach (4.5) nimmt (4.3) folgende Form an:

$$v_{sK} = \frac{\sqrt{\lambda} \cdot \left(c_{wp} + B \cdot \lambda + \frac{c_a^2}{\pi \cdot \lambda} \right) \sqrt{\frac{H}{c_a}}}{\left[1 - \left(\frac{H}{g} \cdot \frac{\lambda}{c_a \cdot r} \right)^2 \right]^{3/4}} \quad (4.6)$$

Mit $\lambda \rightarrow 0$ strebt $v_{sK} \rightarrow \infty$, da der Zähler von (4.6) gegen ∞ geht.

Strebt λ von unten gegen den Wert $\frac{g \cdot c_a \cdot r}{H}$, so geht v_{sK} ebenfalls gegen ∞ , da der Nenner von (4.6) nach Null strebt. Es gibt also eine optimale Streckung, die zwischen den ermittelten Grenzen:

$$0 < \lambda_{opt} < \frac{g \cdot c_a \cdot r}{H}$$

liegt, bei der die Sinkgeschwindigkeit im Kreisflug für vorgegebene Konstruktionsparameter zum Minimum wird. Die numerische Auswertung von (4.6) liefert bei den Parameterwerten: $c_a = 1$, $G/b^2 = 1$, $c_{wp} = 6 \cdot 10^{-3}$ und $B = 1 \cdot 10^{-4}$ folgende Werte für die optimale Streckung:

r	λ_{opt}	v_{SK}
20	6	0,71
50	12	0,53
150	20	0,44

Die Werte für die optimale Streckung sind bei kleinen Kreisradien relativ niedrig. Dabei ist noch zu berücksichtigen, dass mit den angegebenen Werten von c_{wp} und B die eines aerodynamisch sehr hochwertigen Flugzeuges gewählt wurden. Mit wachsenden Widerstandswerten c_{wp} und B verringern sich die Optimalwerte. Denselben Einfluss hat eine wachsende Klafferflächenbelastung, während wachsendes c_a im Kreisflug recht beträchtliche Verschiebungen zu größeren λ -Werten bringt.

5. Optimale Reisegeschwindigkeit

Für die Reisegeschwindigkeit im Streckenflug massgebend ist sowohl die Geschwindigkeits- als auch die Kreisflugpolare. Nach den Darlegungen der Abschnitte 3 und 4 erhebt sich jetzt die Frage nach der günstigsten Streckung zur Erzielung der maximalen Reisegeschwindigkeit. Die Reisegeschwindigkeit ist bei Windstille eine Funktion der Steiggeschwindigkeit im Thermikschlauch, v_{st} und der Fluggeschwindigkeit im Geradeausflug, v :

$$v_R = \frac{v \cdot v_{st}}{v_s + v_{st}} \quad (5.1)$$

Die Sinkgeschwindigkeit im Geradeausflug ist durch die Geschwindigkeitspolare $v_s = v_s(v, \lambda)$ gegeben und nur abhängig von v und λ .

Die Steiggeschwindigkeit v_{st} ist die Differenz der Aufwindgeschwindigkeit v_A und der Sinkgeschwindigkeit im Kreisflug v_{SK} :

$$v_{st} = v_A - v_{SK} \quad (5.2)$$

Sieht man Aufwindgeschwindigkeit und Kreisradius als vorgegebene Größen an, hängt die Reisegeschwindigkeit nach (3.5) und (4.6) nur noch von v und λ ab. Aus der Forderung $\frac{\partial v_R}{\partial v} = 0$ lässt sich die maximale Reisegeschwindigkeit v_R für beliebige Werte von λ ermitteln. Die zusätzliche Forderung: $\frac{\partial v_R}{\partial \lambda} = 0$ kann die optimale Streckung liefern, bei der die höchste maximale Reisegeschwindigkeit erreichbar ist.

6. Numerische Auswertung

Für eine Anzahl Wertepaare c_{wp} und B wurde die optimale Streckung zur Erzielung der höchsten Reisegeschwindigkeit in Abhängigkeit vom Kreisradius r und der Aufwindgeschwindigkeit v_A berechnet. Gerechnet wurde mit folgenden Werten:

$$\begin{aligned} c_a &= 1 \quad (\text{im Kreisflug}) \\ G/b^2 &= 1 \quad \text{kp/m}^2 \\ g &= 10 \quad \text{m/sec}^2 \\ \rho &= 1/8 \quad \text{kp} \cdot \text{sec}^2 \cdot \text{m}^{-4} \end{aligned}$$

Für gegebenes λ wird aus (4.6) die Sinkgeschwindigkeit im Kreisflug v_{SK} bestimmt. Nach (5.2) ergibt sich damit die Steiggeschwindigkeit v_{st} . Die Forderung $\frac{\partial v_R}{\partial v} = 0$ liefert mit (5.1) und (3.5) folgende Gleichung 4. Grades in v , aus der die Fluggeschwindigkeit für maximale Reisegeschwindigkeit bestimmt wird:

(6.1)

$$\frac{2}{H} \cdot \left(\frac{c_{wp}}{\lambda} + B \right) \cdot v^4 - v_{st} \cdot v - \frac{2 \cdot H}{\pi} = 0$$

Aus (3.5) ergibt sich jetzt die zugehörige Sinkgeschwindigkeit v_s im Geradeausflug und dann aus (5.1) die Reisegeschwindigkeit v_R .

Das Maximum in v_R über λ wird durch Eingabeln ermittelt. Die Durchführung dieser Rechnungen übersteigt die menschliche Arbeitskraft erheblich, so dass eine elektronische Rechenanlage eingesetzt werden muss. Durchgeführt wurden die Rechnungen auf den Rechenanlagen Zuse Z 22 und Z 23 des Institutes für Angewandte Mathematik der TH Karlsruhe.

7. Graphische Darstellung der Ergebnisse

Die Diagramme 1–4 sind mit dem im vorstehenden Abschnitt 6 angegebenen Verfahren berechnet. Jedem Diagramm liegt ein Flugzeug mit anderen Widerstandswerten (c_{wp} und B) zugrunde und zwar bei:

Diagramm	c_{wp}	B
1	0,006	0,0001
2	0,014	0,0001
3	0,006	0,0008
4	0,014	0,0008

In Abbildung 1 ist der Bereich angegeben (schraffiert), in dem die Widerstandswerte von Segelflugzeugen liegen. Die Wertepaare der vier Eckpunkte des schraffierten Rechtecks sind die oben angegebenen, die den Diagrammen 1–4 zugrunde liegen.

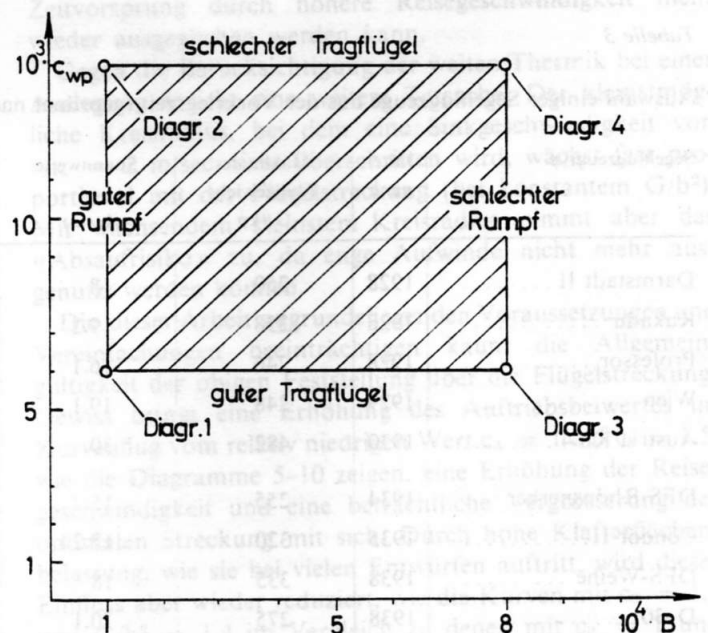


Abb. 1

Tabelle 1

Segelflugzeugtyp	Maximales Fluggewicht G (kp)	Spannweite b (m)	Tragflügel­fläche F (m ²)	Streckung λ	Flächenbelastung G/F (kp/m ²)	Klafferflächen­belastung G/b ² (kp/m ²)
Ka 8 B	310	15	14.15	15.9	21.8	1.38
Austria	323	15	13.5	16.7	24.0	1.44
SB 5	300	15	13	17.3	23.1	1.33
FS 24 Phönix	265	16	14.36	17.83	18.5	1.04
Ka 6	300	15	12.4	18.1	24.2	1.33
Jaskolka Z*	360 (455)	16	13.6	18.8	26.5 (33.5)	1.41 (1.78)
Olympia Eon Mk 4	385	18.9	17.9	19.9	21.5	1.08
HKS 3	380	17.2	14.8	20	25.7	1.28
Breguet 901	430	17.32	15.0	20	28.6	1.44
Breguet 905	250	15.0	11.25	20	22.2	1.11
Zugvogel 3	365	17.0	14.48	20	25.2	1.26
D 34 B	235	12.65	8.0	20	29.4	1.47
Orao	455	19.0	17.8	20.3	25.5	1.26
Skylark 3	359	18.2	16.1	20.5	22.2	1.08
HP 8	372	15.5	10.5	23.0	35.4	1.55
Elfe M	377	17.5	13.21	23.15	28.5	1.23
RJ 5	340	16.75	11.6	24	29.2	1.21
Meteor	505	20	16	25	31.5	1.26
EC 37/53 Spillo	360	18	10.97	29.6	32.8	1.11

* Werte in Klammern: doppelsitzig.

Die aufgeführten Typen wurden willkürlich ausgewählt: sie sind nach wachsender Streckung geordnet.

Tabelle 3

Auswahl einiger Segelflugzeuge aus der Vorkriegszeit (geordnet nach dem Konstruktionsjahr)

Segelflugzeugtyp	Jahr­gang	Maximales Fluggewicht G (kp)	Spannweite b (m)	Tragflügel­fläche F (m ²)	Streckung λ	Flächenbelastung G/F (kp/m ²)	Klafferflächen­belastung G/b ² (kp/m ²)
Darmstadt II	1928	250	18	16.9	19.4	14.8	0.77
Kakadu	1928	258	19.2	17.6	21	14.7	0.70
Professor	1928	246	16.1	18.6	14	13.2	0.95
Wien	1929	248	19.1	18.6	19.6	13.3	0.68
Austria Ku 4	1930	482	30	34.97	25.7	13.8	0.54
DFS-Rhönspërber	1934	255	15.2	15.1	15.3	16.9	1.10
Condor II	1935	320	17.24	16.2	18.4	19.75	1.08
DFS-Weihe	1938	335	18	18.2	17.8	18.4	1.03
D-30	1938	275	20.1	12	33.5	22.9	0.68
Mü-17	1939	255	15	13.3	16.8	19.2	1.13

Diese Diagramme enthalten zwei Kurvenscharen: In Abhängigkeit vom Kreisradius r , der in Ordinatenrichtung aufgetragen ist, können die in Abszissenrichtung nach rechts aufgetragene maximale Reisegeschwindigkeit v_R und die nach links aufgetragene zugehörige optimale Streckung λ_{opt} bei verschiedenen Aufwindgeschwindigkeiten v_A abgelesen werden. Aus dem Diagramm 1 entnimmt man zum Beispiel für einen Kreisradius von $r = 70$ m bei einer Aufwindgeschwindigkeit $v_A = 1,5$ m/sec die maximale Reisegeschwindigkeit $v_R = 60$ km/h und die zugehörige optimale Streckung $\lambda_{opt} = 25,9$ oder bei $v_A = 3$ m/sec: $v_R = 91,5$ km/h und $\lambda_{opt} = 31,6$.

Für die extremen Widerstandswerte $c_{wp} = 6 \cdot 10^{-3}$, $B = 1 \cdot 10^{-4}$ und $c_{wp} = 1,4 \cdot 10^{-2}$, $B = 8 \cdot 10^{-4}$ sind in den Diagrammen 5–10 für einige Kreisradien und Aufwindgeschwindigkeiten die Kurven $v_R(\lambda)$ wiedergegeben. λ ist in Ordinatenrichtung, v_R in Abszissenrichtung aufgetragen. Um den Einfluss der Grössen c_a (Auftriebsbeiwert im Kurvenflug) und G/b^2 beurteilen zu können, wurden die Kurven jeweils für folgende Wertepaare berechnet:

c_a	1	1	1,5	1,5
G/b^2	1	1,4	1	1,4

Die Werte $c_a = 1,5$ und $G/b^2 = 1,4$ liegen nahe der oberen Grenze der bei Segelflugzeugen gebräuchlichen Werte. Als Parameter tritt die Aufwindgeschwindigkeit v_A auf. Jedes der Diagramme gilt für einen konstanten Kreisradius im Kurvenflug.

8. Anwendung der Diagramme

Aus den Diagrammen 1–4 entnimmt man, dass mit wachsendem Kreisradius r und wachsender Aufwindgeschwindigkeit v_A die optimale Flügelstreckung zum Teil auf recht hohe Werte anwächst. Um entscheiden zu können, welche Flügelstreckung sinnvoll angewendet werden kann, muss eine Annahme über Aufwindgeschwindigkeit und Kreisradius getroffen werden. Hier soll eine Aufwindverteilung zugrundegelegt werden, wie sie Carmichael für Auslegungsuntersuchungen aufgestellt hat [2]. Er nimmt eine glockenförmige Verteilung der Aufwindgeschwindigkeit über dem Aufwindgebiet an. Bei «starker Thermik» beträgt die Aufwindgeschwindigkeit im Zentrum etwa 6 m/sec und fällt bis etwa 60 m Radius auf 3 m/sec ab. Als «schwache Thermik» ist ein Aufwindfeld mit nur halb so grossen Aufwindgeschwindigkeiten definiert. Als «weite Thermik» wird schliesslich noch eine Verteilung bezeichnet, bei der der Abfall der Aufwindgeschwindigkeit mit wachsendem Radius von 4,5 m/sec im Zentrum auf 2,5 m/sec bei 120 m Radius relativ gering ist.

In Diagramm 1 sind nun die Verteilungen $v_A(r)$ für diese drei angenommenen Thermikarten in das durch die Kurven $v_A = \text{const}$ gegebene Netz eingezeichnet. Jedem Kreisradius ist also eine bestimmte Aufwindgeschwindigkeit zugeordnet. Man erkennt unschwer, dass ein Flugzeug mit den Diagramm 1 zugrundeliegenden Werten von c_{wp} und B in schwacher wie in starker Thermik bei einem Kreisradius von etwa 40 m die beste Reisegeschwindigkeit erzielt. Aus der linken Kurvenschar liest man eine optimale Streckung für schwache Thermik von $\lambda_{opt} = 17$ und für starke Thermik von $\lambda_{opt} = 20$ ab.

Interessante Einblicke gibt eine Auslegung für 30 m Kreisradius. Die erreichbare Reisegeschwindigkeit liegt nur

wenige Prozent unter dem durch die Thermikverteilung gegebenen Maximum, während die optimale Streckung zurückgeht auf $\lambda_{opt} = 13,5$ für schwache und $\lambda_{opt} = 16$ für starke Thermik. Eine Verringerung der optimalen Streckung um etwa 20% hat in schwacher und starker Thermik also nur eine unbedeutende Verringerung der erzielbaren Reisegeschwindigkeit (um 2%) zur Folge.

Die Optimalauslegung für weite Thermik würde bei 80 m Kreisradius die Streckung $\lambda_{opt} = 37$ ergeben. Der kleinste Kreisradius bei einer Sinkgeschwindigkeit von $v_{sK} = 2$ m/sec beträgt für dieses Flugzeug $r_{min} = 64$ m. Bei schwacher Thermik liegt die Aufwindgeschwindigkeit v_A bei diesem Radius schon unterhalb 2 m/sec. Das für weite Thermik optimal ausgelegte Flugzeug kann also schwache Thermik überhaupt nicht ausfliegen.

9. Diskussion der Ergebnisse

Die in Abschnitt 8 gewonnenen Erkenntnisse legen folgende Feststellung nahe:

Das Anstreben einer möglichst hohen Flügelstreckung muss als unzweckmässig angesehen werden. Eine Steigerung der Streckung über etwa 20 hinaus bringt keinen nennenswerten Gewinn.

Eine Einschränkung muss jedoch gemacht werden: Eine höhere Streckung ist vertretbar, wenn die Klafferflächenbelastung unter die heute üblichen Werte gesenkt werden kann. Unter den in dieser Arbeit gemachten Voraussetzungen erhärten die Ergebnisse des Abschnittes 8 die obige Feststellung unmittelbar, wenn die von Carmichael definierte schwache und starke Thermik in Betracht gezogen werden. Eine auf der weiten Thermik basierende Auslegung mit hoher Flügelstreckung führt zu einem Flugzeug, das nur bei speziellen Thermikverhältnissen mit Erfolg eingesetzt werden könnte. In Wettbewerben hat es sich häufig gezeigt, dass ein für schwache, enge Thermik geeignetes Flugzeug bei durchschnittlicher Thermiklage grössere Tagesstrecken erzielt, als ein hochgezüchtetes Flugzeug, dessen Leistungen erst bei grossflächiger Thermik zum Tragen kommen. Für das erste Flugzeug bestehen über eine längere Tageszeit nutzbare Thermikverhältnisse als für das andere, so dass der Zeitvorsprung durch höhere Reisegeschwindigkeit nicht wieder ausgeglichen werden kann.

Gegen die Berücksichtigung der weiten Thermik bei einer Auslegung spricht eine weitere Tatsache. Der kleinstmögliche Kreisradius, bei dem eine Sinkgeschwindigkeit von $v_{sK} = 2$ m/sec nicht überschritten wird, wächst fast proportional mit der Flügelstreckung (bei konstantem G/b^2). Mit wachsendem kleinstem Kreisradius nimmt aber das «Absaufrisiko» zu, da enge Aufwinde nicht mehr ausgenutzt werden können.

Die dieser Arbeit zugrundeliegenden Voraussetzungen und Vereinfachungen beeinträchtigen kaum die Allgemeingültigkeit der obigen Feststellung über die Flügelstreckung. Gewiss bringt eine Erhöhung des Auftriebsbeiwertes im Kurvenflug vom relativ niedrigen Wert $c_a = 1$ auf $c_a = 1,5$, wie die Diagramme 5–10 zeigen, eine Erhöhung der Reisegeschwindigkeit und eine beträchtliche Vergrösserung der optimalen Streckung mit sich. Durch hohe Klafferflächenbelastung, wie sie bei vielen Entwürfen auftritt, wird dieser Einfluss aber wieder reduziert, wie die Kurven mit $c_a = 1,5$ und $G/b^2 = 1,4$ im Vergleich zu denen mit $c_a = 1$ und $G/b^2 = 1$ zeigen. Die Berücksichtigung einer wirklichen

Profilpolaren würde bei grossen Auftriebsbeiwerten im Kurvenflug erheblich grösseren Widerstand ergeben, was sich ebenfalls in einer Reduzierung der Reisegeschwindigkeit und des Optimums der Streckung auswirkt.

Schliesslich gilt Diagramm 1, mit dem in Abschnitt 8 gearbeitet wurde, für ein extrem gutes Flugzeug. Der Widerstandskoeffizient $B = 1 \cdot 10^{-4}$ dürfte nur schwer zu erreichen sein. Den Einfluss des Widerstandskoeffizienten erkennt man bei Vergleich der Diagramme 1 und 3, denen gleicher Profilwiderstandsbeiwert c_{wp} zugrundeliegt: die optimale Streckung verringert sich mit wachsendem Koeffizienten B .

Mit der einleitenden Feststellung ist also eine Antwort auf die in Abschnitt 3 gestellte Frage gegeben: Es ist nicht sinnvoll, die Flügelstreckung möglichst hoch zu treiben. Für die Flächenbelastung muss dasselbe gelten. Wie man beim Studium der Diagramme 5-10 feststellt, ergibt eine Erhöhung der Klafferflächenbelastung G/b^2 von 1 auf 1,4 keine wesentliche Erhöhung - in einigen Bereichen sogar eine Verringerung - der Reisegeschwindigkeit. Sieht man daher den Wert $G/b^2 = 1,4$ als obere Grenze an, ergibt sich daraus mit der Beziehung (3.6) für die Flächenbelastung die obere Grenze mit: $G/F = 20 \cdot 1,4 = 28 \text{ kp/m}^2$. In Beantwortung der ursprünglichen Fragestellung in Abschnitt 3 lässt sich damit sagen: Von einer weiteren Steigerung der Flächenbelastung ist - abgesehen von extremen Thermikverhältnissen - keine Leistungserhöhung zu erwarten.

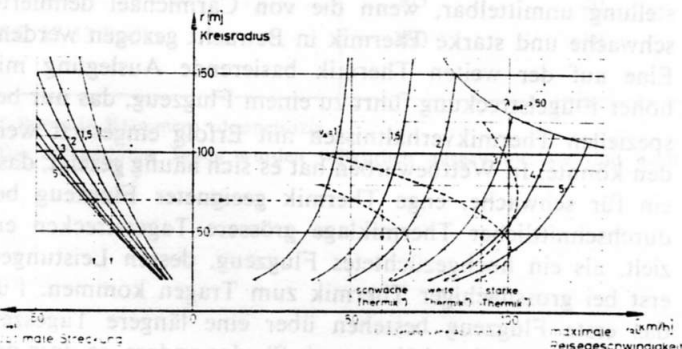


Diagramm 1
Maximale Reisegeschwindigkeit v_R [km/h] und optimale Flügelstreckung λ_{opt} in Abhängigkeit vom Kreisradius r [m] für verschiedene Aufwindgeschwindigkeiten v_A [m/sec].
Profilwiderstandsbeiwert $c_{wp} = 0,006$
Rumpf-Leitwerks-Widerstandskoeffizient $B = 0,0001$

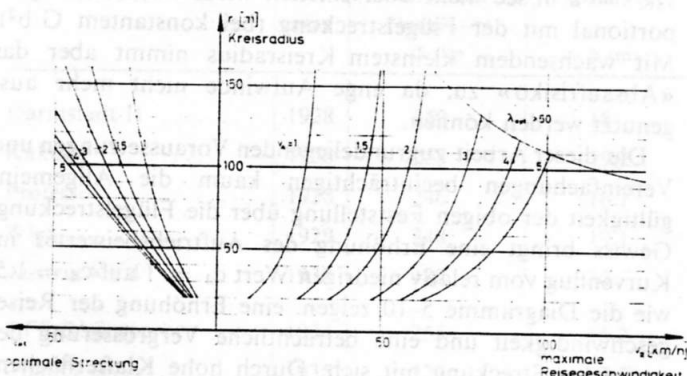


Diagramm 2
Maximale Reisegeschwindigkeit v_R [km/h] und optimale Flügelstreckung λ_{opt} in Abhängigkeit vom Kreisradius r [m] für verschiedene Aufwindgeschwindigkeiten v_A [m/sec].
Profilwiderstandsbeiwert $c_{wp} = 0,014$
Rumpf-Leitwerks-Widerstandskoeffizient $B = 0,0001$

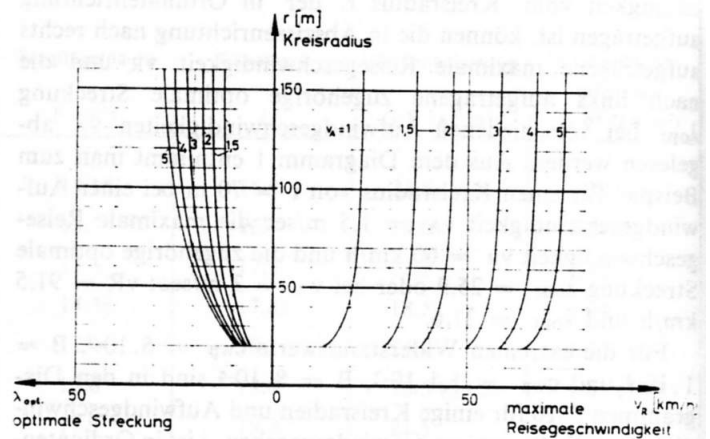


Diagramm 3
Maximale Reisegeschwindigkeit v_R [km/h] und optimale Flügelstreckung λ_{opt} in Abhängigkeit vom Kreisradius r [m] für verschiedene Aufwindgeschwindigkeiten v_A [m/sec].
Profilwiderstandsbeiwert $c_{wp} = 0,006$
Rumpf-Leitwerks-Widerstandskoeffizient $B = 0,0008$

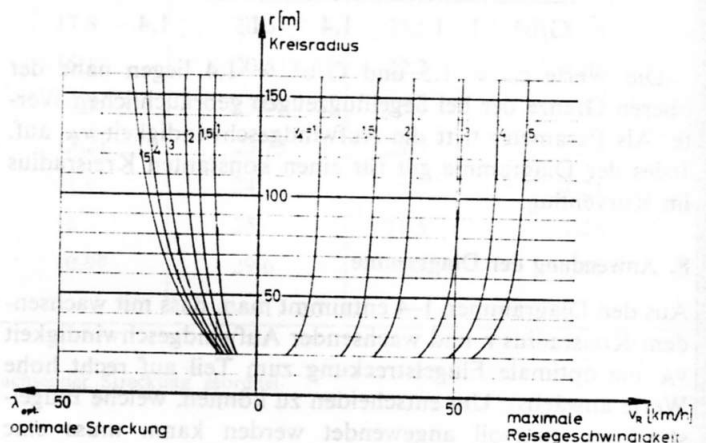


Diagramm 4
Maximale Reisegeschwindigkeit v_R [km/h] und optimale Flügelstreckung λ_{opt} in Abhängigkeit vom Kreisradius r [m] für verschiedene Aufwindgeschwindigkeiten v_A [m/sec].
Profilwiderstandsbeiwert $c_{wp} = 0,014$
Rumpf-Leitwerks-Widerstandskoeffizient $B = 0,0008$

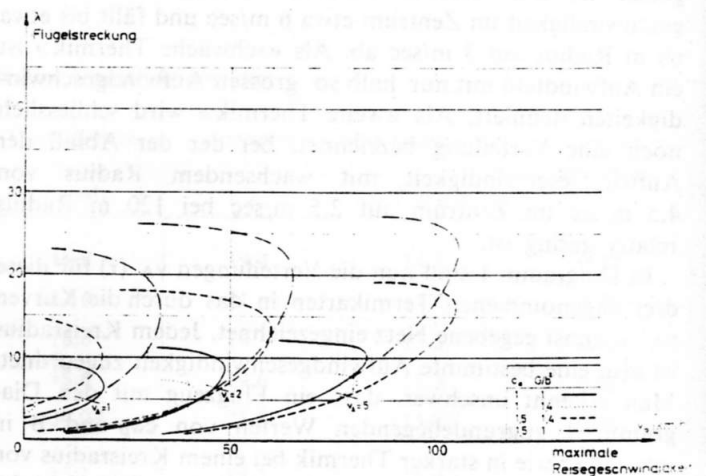


Diagramm 5
Maximale Reisegeschwindigkeit v_R [km/h] in Abhängigkeit von der Flügelstreckung λ für verschiedene Aufwindgeschwindigkeiten v_A [m/sec] und konstanten Kreisradius r . Einfluss des Auftriebsbeiwertes im Kreisflug c_l^* und der Klafferflächenbelastung G/b^2 [kp/m²] auf die maximale Reisegeschwindigkeit v_R .
Kreisradius $r = 20$ [m]
Profilwiderstandsbeiwert $c_{wp} = 0,006$
Rumpf-Leitwerks-Widerstandskoeffizient $B = 0,0001$

Abschliessend soll die Aufmerksamkeit noch einmal auf Tabelle 3 gelenkt werden. Die Flugzeuge der zweiten Tabellenhälfte entsprechen in ihren Auslegungsdaten den hier aufgestellten Forderungen, wobei die D-30 mit extrem niedriger Klafferflächenbelastung unter die angeführte Einschränkung fällt. Vermutlich hat eine Überbewertung der Geschwindigkeitspolare in der Folgezeit zu den Flugzeugen mit hoher Streckung und Flächenbelastung geführt. Dass allein eine Widerstandsverminderung bei Beibehaltung der in den Vorkriegsjahren angewandten Werte für Streckung und Flächenbelastung eine überragende Leistungssteigerung ermöglicht, beweist die FS 24 Phönix (Tab. 1), deren Streckung, Flächen- und Klafferflächenbelastung mit denen der DFS-Weihe (Tab. 3) übereinstimmt. Die Überlandflug-

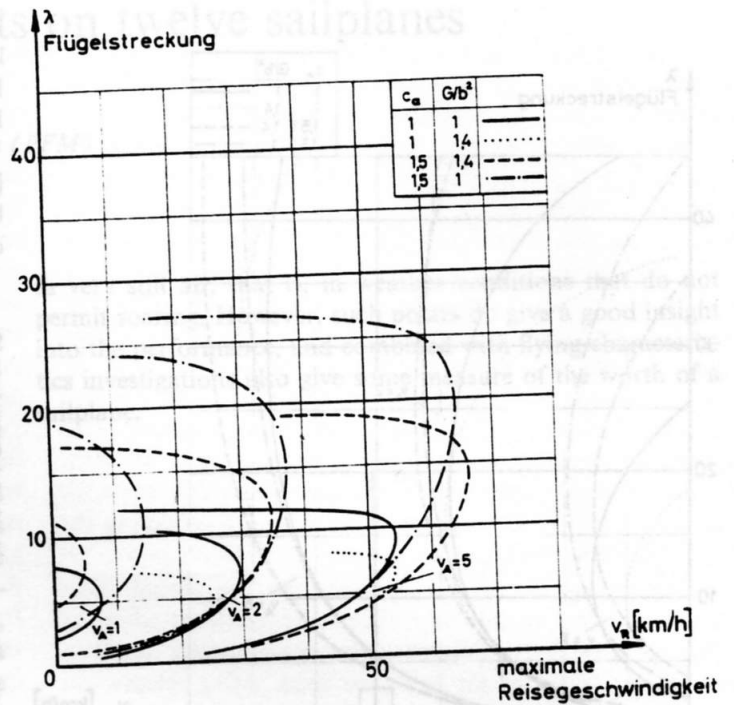


Diagramm 8
Maximale Reisegeschwindigkeit v_r [km/h] in Abhängigkeit von der Flügelstreckung λ für verschiedene Aufwindgeschwindigkeiten v_A [m/sec] und konstanten Kreisradius r . Einfluss des Auftriebsbeiwertes im Kreisflug c_a und der Klafferflächenbelastung G/b^2 [kp/m²] auf die maximale Reisegeschwindigkeit v_r .

$r = 20$ [m]
Kreisradius
 $c_{wp} = 0,014$
Profilwiderstandsbeiwert
Rumpf-Leitwerks-Widerstandskoeffizient $B = 0,0008$

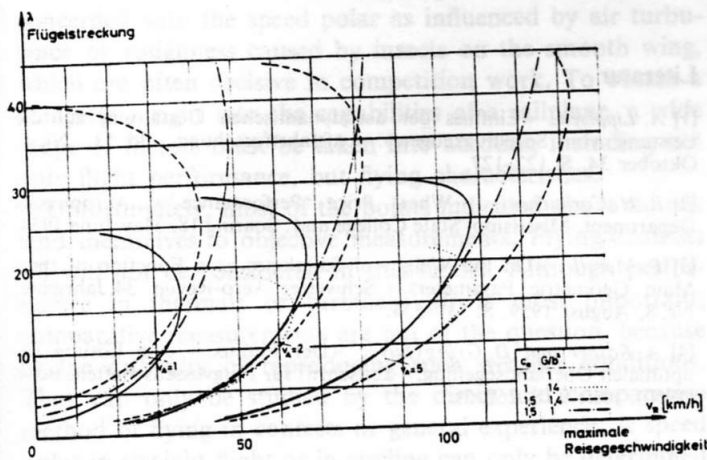


Diagramm 6
Maximale Reisegeschwindigkeit v_r [km/h] in Abhängigkeit von der Flügelstreckung λ für verschiedene Aufwindgeschwindigkeiten v_A [m/sec] und konstanten Kreisradius r . Einfluss des Auftriebsbeiwertes im Kreisflug c_a und der Klafferflächenbelastung G/b^2 [kp/m²] auf die maximale Reisegeschwindigkeit v_r .

$r = 50$ [m]
Kreisradius
 $c_{wp} = 0,006$
Profilwiderstandsbeiwert
Rumpf-Leitwerks-Widerstandskoeffizient $B = 0,0001$

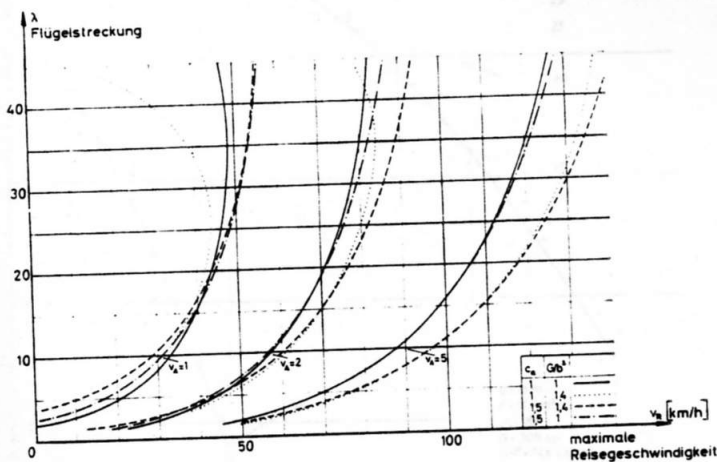


Diagramm 7
Maximale Reisegeschwindigkeit v_r [km/h] in Abhängigkeit von der Flügelstreckung λ für verschiedene Aufwindgeschwindigkeiten v_A [m/sec] und konstanten Kreisradius r . Einfluss des Auftriebsbeiwertes im Kreisflug c_a und der Klafferflächenbelastung G/b^2 [kp/m²] auf die maximale Reisegeschwindigkeit v_r .

$r = 150$ [m]
Kreisradius
 $c_{wp} = 0,006$
Profilwiderstandsbeiwert
Rumpf-Leitwerks-Widerstandskoeffizient $B = 0,0001$

Fig

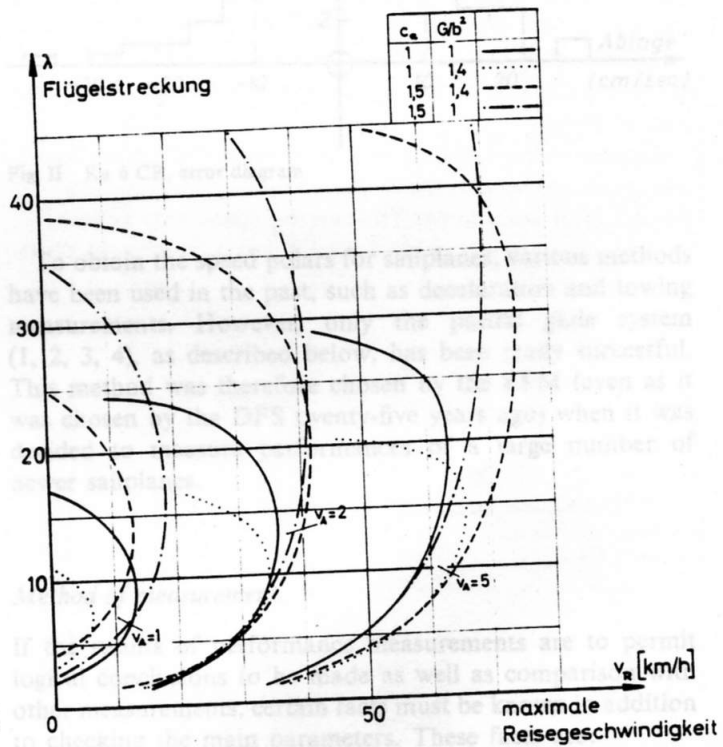


Diagramm 9
Maximale Reisegeschwindigkeit v_r [km/h] in Abhängigkeit von der Flügelstreckung λ für verschiedene Aufwindgeschwindigkeiten v_A [m/sec] und konstanten Kreisradius r . Einfluss des Auftriebsbeiwertes im Kreisflug c_a und der Klafferflächenbelastung G/b^2 [kp/m²] auf die maximale Reisegeschwindigkeit v_r .

$r = 50$ [m]
Kreisradius
 $c_{wp} = 0,014$
Profilwiderstandsbeiwert
Rumpf-Leitwerks-Widerstandskoeffizient $B = 0,0008$

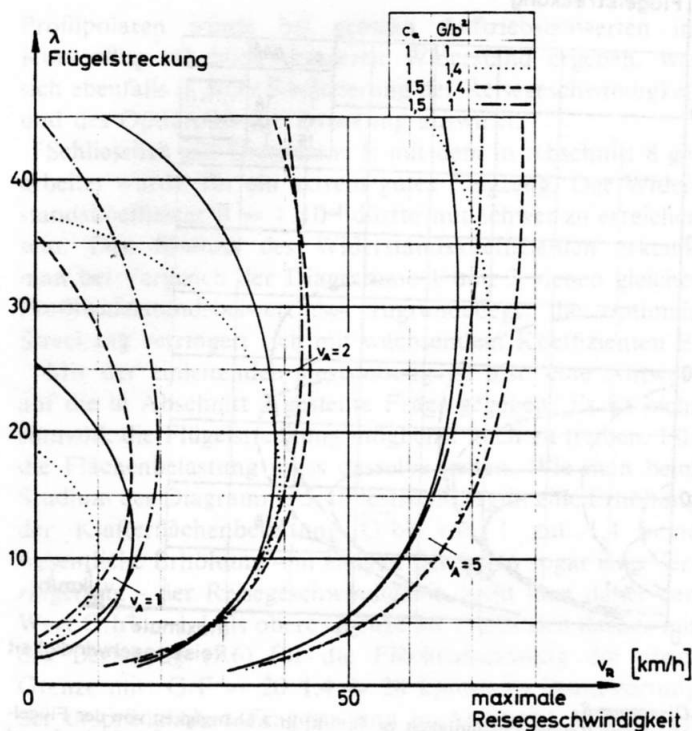


Diagramm 10
 Maximale Reisegeschwindigkeit v_R [km/h] in Abhängigkeit von der Flügelstreckung λ für verschiedene Aufwindgeschwindigkeiten v_A [m/sec] und konstanten Kreisradius r . Einfluss des Auftriebsbeiwertes im Kreisflug c_w und der Kläfterflächenbelastung G/b^2 [kp/m²] auf die maximale Reisegeschwindigkeit v_R .

Kreisradius $r = [150 \text{ m}]$
 Profilwiderstandsbeiwert $c_{wp} = 0,014$
 Rumpf-Leitwerks-Widerstandskoeffizient $B = 0,0008$

leistungen der Phönix übertreffen nach [4] die von HP 8 und RJ 5 (Tab. 1), zwei Flugzeuge mit hoher Streckung und Flächenbelastung.

Wenn dieser Bericht dazu beiträgt, der mehrfach (u. a. in [4] erhobenen Forderungen nach geringer Flächenbelastung bei den Konstrukteuren mehr Anerkennung zu verleihen, dürfte er seinen Zweck erfüllt haben.

Schluss

Diese Arbeit basiert auf einem Vorschlag von Herrn Prof. Dr. K. Nickel, der diese Gedanken in einer Vorlesung über Optimalprobleme bei Segelflugzeugen im Sommersemester 1961 vorgetragen hat. Für wertvolle Anregungen und Vorschläge bei Erstellung des Berichtes bin ich ihm zu Dank verbunden.

Literatur

[1] A. Lippisch: «Einfluss der aerodynamischen Gestaltung auf die Leistung von Segelflugzeugen». Luftfahrtforschung, Bd. 11, Nr. 5, Oktober 34, S. 122-127.

[2] B. H. Carmichael: «What Price Performance?» Aerophysics Department, Mississippi State College und: Soaring 18, May/June 1954.

[3] P. Morelli: «On the Weight of Sailplanes as a Function of their Main Geometric Parameters.» Schweizer Aero-Revue, 34. Jahrgang, Nr. 8, August 1959, S. 531-534.

[4] A. Raspet und D. Györgyfalvy: «Der Phönix - eine Lösung für optimalen Überlandsegelflug.» Zeitschrift für Flugwissenschaften, Bd. 8 (1960), Heft 9, S. 260-266.

(Schweizer Aero-Revue 1964/6 und 7)