Einfluß der Konstruktionsparameter des Leistungssegelflugzeuges auf seine Eigenschaften im thermischen Streckenflug

Von Mgr. Ing. Władysław Nowakowski, Szybowcowy Zakład Doswiadczalny, Bielsko-Biała, Polen

Vortrag am 7. Kongreß der OSTIV, Juni 1958, Leszno (Polen)

1. Einleitung

Im Moment, da die Geschwindigkeitskonkurrenzen an allen Segelflugmeisterschaften als charaktcristische Neuerung eingeführt wurden, erschienen auch die Eigenschaften des Leistungssegelflugzeuges im Streckenflug als maßgebend bei der Beurteilung seiner Leistungsfähigkeit.

Der «statische» Vergleich der Geschwindigkeitspolaren zweier Leistungssegler und die Anerkennung der Überlegenheit des einen Musters lediglich auf Grund seiner geringeren Sinkgeschwindigkeit im Bereich der beim Leistungsflug anwendbaren Geschwindigkeiten kann oft zu irrigen Schlüssen führen.

Die Leistungsfähigkeit des Segelflugzeugs muß also auf Grund einer Analyse seiner Eigenschaften im Kreis- und Gleitflug zugleich festgestellt werden, da diese die Streckenflugeigenschaften bestimmen.

Die Analyse der Eigenschaften des Segelflugzeuges im Streckenflug wurde auf Grund des allgemein bekannten schematischen Musters des Streckenfluges aufgebaut. In dieser Darstellung besteht der Streckenflug aus einer Reihe sich zyklisch wiederholender Phasen: aus dem Kreisen im Aufwind, wobei das Segelflugzeug eine Steiggeschwindigkeit w_{sr} aufweist, und dem darauffolgenden Gleitflug zum nächsten Aufwindfeld mit der Geschwindigkeit v_p (s. Fig. 1).

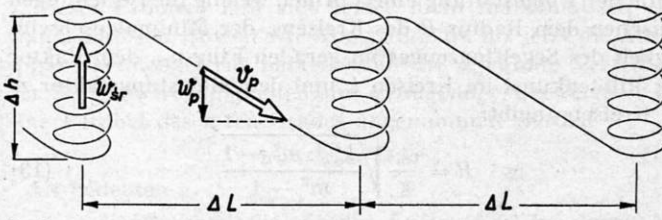

Fig. 1

Dasselbe Schema ermöglichte es auch den Segelfliegern, die günstigste Gleitfluggeschwindigkeit v_p sowie die mittlere Reisegeschwindigkeit v_{sr} auf einfachem Wege, abhängig von der durchschnittlichen Auftriebsgeschwindigkeit, zu bestimmen.

Es genügt nämlich, auf der Koordinate der Geschwindigkeitspolare die Größe w_{sr} abzumessen und von diesem Punkt eine Tangente an die Polare zu führen. Der Berührungspunkt A ergibt die günstigste Gleitfluggeschwindigkeit, der Schnittpunkt der Tangente mit der horizontalen Achse der Polare B die mittlere Reisegeschwindigkeit (s. Fig. 2).

Der Beweis für die Richtigkeit dieser Konstruktion ist allgemein bekannt.

2. Grundlegende Beziehungen

Das oben erwähnte graphische Verfahren erlaubt es nicht, schnell die Auswertung der Einflüsse der einzelnen Konstruktionsparameter auf die Eigenschaften des entworfenen Segelflugzeuges zu erhalten. Es ist daher handlicher, ein rechnerisches Verfahren anzuwenden, das leicht die Schlußfolgen zu treffen vermag, obwohl es nicht so genau ist.

Zu diesem Zweck stellt man die Polarkurve des Segelflugzeuges in Form einer Funktion dar:

$$c_x = c_{x_0} + \frac{K}{\pi \lambda} \cdot c_z^2 + \Delta c_x \tag{1}$$

Es bedeuten:

c_x = den Widerstandskoeffizienten des Segelflugzeugs im Bereich der positiven Werte des Auftriebskoeffizienten,

c_{x_0} = den Widerstandskoeffizienten beim Auftriebskoeffizienten gleich Null;

$\frac{K}{\pi \lambda} c_z^2$ = den Koeffizienten des induzierten Widerstandes;

Δc_x = den Zuwachs des Widerstandskoeffizienten infolge der Zunahme des Profil-, Interferenz- und des schädlichen Widerstandes, hervorgerufen durch den Zuwachs des Auftriebskoeffizienten.

Nimmt man mit guter Annäherung an, daß der obengenannte Zuwachs des Widerstandskoeffizienten des Segelflugzeuges, ähnlich wie der Koeffizient des induzierten Widerstandes, mit der zweiten Potenz des Auftriebskoeffizienten weiter wächst, dann kann man die Beziehung in folgender Form darstellen:

$$c_x = c_{x_0} + \frac{K}{\pi \lambda} c_z^2 + \varphi \, c_z^2 = c_{x0} + \frac{c_z^2}{\pi \lambda_e} \tag{1a}$$

wobei $\lambda_e = \lambda \cdot e$ das sogenannte effektive Seitenverhältnis des Flügels bedeutet und

$$e = \frac{1}{K + \varphi \cdot \pi \cdot \lambda}$$

der Koeffizient der aerodynamischen Kapazität des Segelflugzeuges ist (bei Leistungsseglern ungefähr $K = 1$, $\varphi = 0{,}007$).

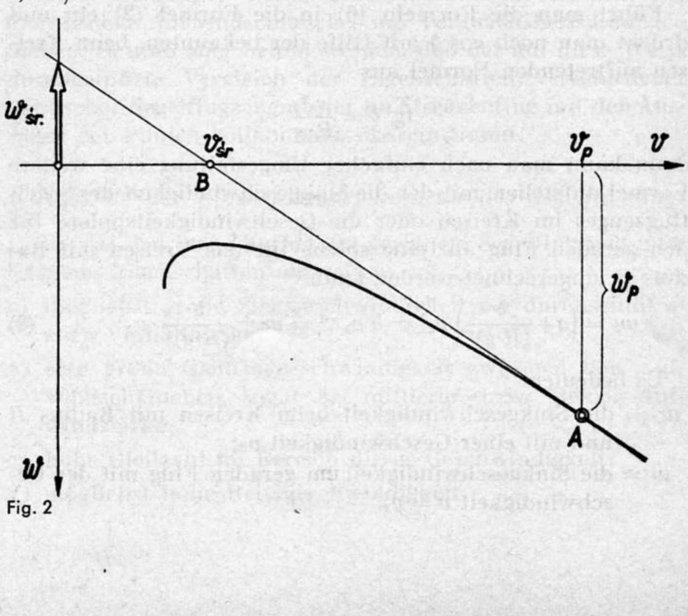

Fig. 2

Es ist leicht zu beweisen, daß die oben dargestellte Funktion für die aerodynamische Polare des Segelflugzeuges die Darstellung der Geschwindigkeitspolare mit der nächsten Gleichung ermöglicht:

$$w = a \cdot v^3 + b \cdot v^{-1} \tag{2}$$

wo
$$a = \frac{c_{x_0}}{16 \cdot p_Q},\ b = \frac{5{,}1 \cdot p_Q}{\lambda_e} \tag{2a}$$

wobei $p_Q = \frac{Q}{s}$ die Tragflächenbelastung bedeutet.

Die Beziehung (2) läßt sich nach dem Differenzieren, Tangente der Geschwindigkeitspolare im Punkte A (s. Fig. 2), mit einer Gleichung ausdrücken:

$$w = (3\,a \cdot v_p{}^2 - b \cdot v_p{}^{-2})\ v - w_{sr} \tag{3}$$

Aus den beiden Gleichungen für die Geschwindigkeitspolare und die Tangente kann die Sinkgeschwindigkeit w_p während des Gleitfluges mit Geschwindigkeit v_p errechnet werden:

$$w_p = a \cdot v_p{}^3 + b \cdot v_p{}^{-1} = 3\,a \cdot v_p{}^3 - b\ v^{-1} - w_{sr}$$

somit

$$w_{sr} = 2\ (a \cdot v_p{}^3 - b \cdot v_p{}^{-1}) \tag{4}$$

Aus Fig. 2 sehen wir, daß

$$\frac{w_{sr}}{v_{sr}} = \left(\frac{\partial w}{\partial v}\right) v = v_c = 3\,a \cdot v_p{}^2 - b \cdot v_p{}^{-2}$$

daraus
$$v_{sr} = \frac{w_{sr}}{3\,a \cdot v_p{}^2 - b \cdot v_p{}^{-2}} \tag{5}$$

Die oben genannten Funktionen ermöglichen das schnelle Errechnen der Gleitfluggeschwindigkeit und der mittleren Reisegeschwindigkeit bei gegebener mittlerer Steiggeschwindigkeit im thermischen Aufwind und der Größe der von den Konstruktionsparametern des Segelflugzeuges abhängigen Konstanten «*a*» und «*b*».

3. Die mittlere Steiggeschwindigkeit des Segelflugzeuges im thermischen Aufwind

Die Steiggeschwindigkeit des Segelflugzeuges im thermischen Aufwind ist die Differenz zwischen der Geschwindigkeit der aufsteigenden Luftmassen, in denen das Segelflugzeug kreist, und der Sinkgeschwindigkeit des Segelflugzeuges.

Bei Änderung des Querneigungswinkels δ im regelmäßigen Kreisen ändern sich — bei gleichbleibendem Anstellwinkel — die Fluggeschwindigkeit v_z und die Sinkgeschwindigkeit w_z des Segelflugzeuges nach den Beziehungen

$$v_z = v\ \frac{1}{\sqrt{\cos\delta}};\ w_z = w\ \frac{1}{\sqrt{\cos^3\delta}} \tag{6}$$

in denen v und w die Flug- und Sinkgeschwindigkeit des Segelflugzeuges im geraden Flug bei gegebenem Anstellwinkel bedeuten.

Führt man die Formeln (6) in die Formel (2) ein und drückt man noch $\cos\delta$ mit Hilfe der bekannten, beim Kreisen auftretenden Formel aus

$$\operatorname{tg}\delta = \frac{v_z{}^2}{R \cdot g} \tag{7}$$

dann kann man nach einfacher Umgestaltung eine weitere Formel aufstellen, mit der die Sinkgeschwindigkeit des Segelflugzeuges im Kreisen oder die Geschwindigkeitspolare für den geraden Flug auf eine solche für das Kreisen mit Radius R umgerechnet werden kann

$$w_z = \left(a + \frac{b}{(R \cdot g)^2}\right) v_z{}^3 + b\ v_z{}^{-1} = w + \frac{b}{(R \cdot g)^2} \cdot v_z{}^3 \tag{8}$$

Es bedeuten

$w_z =$ die Sinkgeschwindigkeit beim Kreisen mit Radius R und mit einer Geschwindigkeit v_z;

$w =$ die Sinkgeschwindigkeit im geraden Flug mit der Geschwindigkeit $v = v_z$.

Auf Grund der Formel (8) kann man leicht beweisen, daß die geringste Sinkgeschwindigkeit des Segelflugzeuges im Kreisen mit der ökonomischen Kreisgeschwindigkeit erreicht wird

$$v_{ez} = \frac{1}{\sqrt[4]{\frac{1}{v_e{}^4} + \frac{3}{(R \cdot g)^2}}} \tag{9}$$

wobei v_e die ökonomische Geschwindigkeit im geraden Flug bedeutet.

Die ökonomische Kreisfluggeschwindigkeit nimmt mit dem Verkleinern des Kreisradius ab. Gleichzeitig erhöht sich die Minimalgeschwindigkeit des Segelflugzeuges nach der Formel

$$v_{mz} = \frac{1}{\sqrt[4]{\frac{1}{v_m{}^4} - \frac{1}{(R \cdot g)^2}}} \tag{10}$$

in der v_m die Minimalgeschwindigkeit des Segelflugzeuges im geraden Flug bedeutet; von einer gewissen Radiusgröße an tritt das Minimum der Sinkgeschwindigkeit bei der oben angegebenen Minimalkreisfluggeschwindigkeit ein.

Während des Kreisens mit der Minimalgeschwindigkeit v_{mz} kann das Segelflugzeug leicht in den überzogenen Flugzustand geraten. Um dies zu vermeiden, wird das Kreisen meistens mit kleinem Geschwindigkeitsüberschuß vollzogen, und zwar:

$$\overline{v} = k \cdot v_{mz} = \frac{k}{\sqrt[4]{\frac{1}{v_m{}^4} - \frac{1}{(R \cdot g)^2}}} \tag{11}$$

wobei k den Faktor der Pilotenkunst im Kreisen bedeutet. Er hat für einen guten Piloten den Wert $1{,}1 > k > 1{,}0$.

Im Kreisen mit einem Radius R und mit der Geschwindigkeit $\overline{v}$ wirkt auf das Segelflugzeug und auch auf den Piloten die resultierende Beschleunigung

$$m \cdot g = \sqrt{\left(\frac{\overline{v}^2}{R}\right)^2 + g^2} \tag{12}$$

wobei m den sogenannten Belastungsfaktor im Kreisen bedeutet.

Wird nun in dieser Formel die Geschwindigkeit im Kreisen durch die Formel (11) ersetzt, dann erhält man nach einfacher Umgestaltung eine Formel, welche die Beziehungen zwischen dem Radius R des Kreisens, der Minimalgeschwindigkeit des Segelflugzeuges im geraden Flug v_m, dem Faktor der Pilotenkunst im Kreisen k und dem Belastungsfaktor m im Kreisen angibt:

$$R = \frac{v_m{}^2}{g}\sqrt{\frac{k^4 + m^2 - 1}{m^2 - 1}} \tag{13}$$

Die im Kreisen auftretende Beschleunigung wirkt auf den Piloten ermüdend. Deshalb darf bei längerem Kreisen der Belastungsfaktor den aus physiologischen Gründen begrenzten Wert m_f nicht überschreiten.

Zwischen dem Querneigungswinkel des Segelflugzeuges im Kreisen und dem Belastungsfaktor besteht folgende Beziehung

$$\operatorname{tg}\delta = \sqrt{m^2 - 1}$$

Angenommen, die «angenehme» Querlage beim längeren Kreisen liege zwischen $45^0 > \delta > 35^0$, so kann aus der oben angegebenen Formel die Größe des «physiologisch zugelassenen» Belastungsfaktors mit etwa $1{,}4 > m_f > 1{,}2$ bestimmt werden.

Wird der ermittelte Faktor in die Formel (13) eingeführt, dann erhält man die Größe des «physiologischen» Radius im im Kreisen

$$R_f = \frac{v_m{}^2}{g}\sqrt{\frac{k^4 + m_f{}^2 - 1}{m_f{}^2 - 1}} \tag{13a}$$

Bei diesem Radius bekommt der Pilot im Kreisen keine größeren Belastungen als die obenerwähnten zu spüren. Das Überschreiten dieser Größe würde zu einer raschen Ermüdung des Piloten führen.

Da die Kleinstgeschwindigkeit des Segelflugzeugs im Geradeausflug (auf Meereshöhe) den Wert

$$v_m = \sqrt{p_Q \cdot \frac{16}{c_{z\,max}}} \tag{14}$$

aufweist, wird der «physiologische Radius» des Kreisens wie folgt bestimmt

$$R_f = \left(p_Q \cdot \frac{16}{c_{z\,max}}\right) \frac{\bar{k}}{g} \tag{13b}$$

wobei zur Vereinfachung

$$\bar{k} = \sqrt{\frac{k^4 + m_f - 1}{m_f - 1}}$$

eingeführt wurde.

Setzt man den so ermittelten Radius in die Formel (11) ein, dann kann die Kreisfluggeschwindigkeit mit dem physiologischen Radius festgelegt werden

$$v_f = \sqrt{p_Q \cdot \frac{16}{c_{z\,max}} \cdot k^*} \tag{15}$$

wobei zur Vereinfachung

$$k^* = \sqrt[4]{k^4 + m_f - 1}$$

Die aus den Formeln (13b) und (15) ermittelten Werte für den Radius und die Geschwindigkeit im Kreisen, in die Formel (8) eingesetzt, ermöglichen die Festlegung der Sinkgeschwindigkeit des Segelflugzeuges im Kreisen mit einem physiologischen Radius.

Nach einigen Umgestaltungen kann die Formel folgendermaßen festgelegt werden

$$w_f = \sqrt{p_Q}\left[\frac{c_{x0}}{16} \cdot k^{*3} \cdot \left(\frac{16}{c_{z\,max}}\right)^{3/2} + \frac{5{,}1}{\lambda_e}\left(\frac{k^{*3}}{\bar{k}^2} + \frac{1}{k^*}\right)\left(\frac{c_{z\,max}}{16}\right)^{1/2}\right] \tag{16}$$

Damit die Steiggeschwindigkeit des Segelflugzeuges im thermischen Aufwindfeld festgestellt werden kann, muß vorerst die Verteilung der Steiggeschwindigkeiten der Luftmassen im Aufwindfeld, wenn auch nur annähernd, ermittelt werden.

Dieses Problem läßt sich leider nicht mathematisch einwandfrei lösen. Soweit wir Konstrukteure bis jetzt die Atmosphäre kennengelernt haben, kann die erwähnte Verteilung der Steiggeschwindigkeiten mit genügender Genauigkeit als eine Parabel des n-ten Grades angenommen werden

$$w_k = \bar{w}_k - x\,R^n \tag{17}$$

Es bedeuten

w_k = die Geschwindigkeit der Luftmassen in einem Abstand R vom Aufwindfeldzentrum;

$\bar{w}_k$ = die Geschwindigkeit im Aufwindzentrum;

x, n = die spezifischen Werte des Aufwindes, die für verschiedene Thermikschläuche verschieden sind und in demselben Schlauch, abhängig von der Höhe, wahrscheinlich verschieden groß sein können.

Es interessieren uns die Eigenschaften des Segelflugzeuges im Kreisen mit dem Radius R_f; deshalb errechnen wir die Steiggeschwindigkeit der Luftmassen in diesem Bereich, indem wir die Formel (13b) in die Formel (17) einführen

$$w_{kf} = \bar{w}_k - p^n{}_Q \cdot x\left(\frac{16}{c_{z\,max}} \cdot \frac{\bar{k}}{g}\right)^n \tag{17a}$$

Die Steiggeschwindigkeit des Segelflugzeuges im Aufwindfeld errechnet man als die Differenz zwischen der Steiggeschwindigkeit der Luftmassen und der Sinkgeschwindigkeit des Segelflugzeuges; man muß also die Differenz zwischen den Beziehungen (17a) und (16) finden

$$w_{sr} = \bar{w}_k - p^n{}_Q \cdot x\left(\frac{16}{c_{z\,max}} \cdot \frac{\bar{k}}{g}\right)^n + \sqrt{p_Q}\left[\frac{c_{x0}}{16} \cdot k^{*3}\left(\frac{16}{c_{z\,max}}\right)^{3/2} + \frac{5{,}1}{\lambda_e}\left(\frac{k^{*3}}{\bar{k}^2} + \frac{1}{k^*}\right)\left(\frac{c_{z\,max}}{16}\right)^{1/2}\right] \tag{18}$$

Für die Anwendung der Gleichung (18) ist es nötig, die Größen $\bar{w}_k$, x und n für einen bei polnischen Wetterverhältnissen als typisch «gut» anerkannten Aufwindschlauch mindestens annähernd zu kennen.

Nach den Aussagen der polnischen Segelflieger über die Eigenschaften im Kreisen des Segelflugzeuges SZD-8 Jaskółka kann man sich ein Bild über einen solchen Aufwindschlauch machen. Es ist oft zu hören, daß die mittlere Steiggeschwindigkeit der Jaskółka bei durchschnittlichen Wetterverhältnissen etwa $w_{sr} = 1{,}5$ m/s beträgt, und daß im Aufwindzentrum die Steiggeschwindigkeit um etwa $\Delta w_{sr} = 0{,}5$ m/s größer ist als bei gut durchgeführtem Kreisen im selben Schlauch.

Man kann also annehmen, daß die Steiggeschwindigkeit der Luftmassen im thermischen Aufwindschlauch $\bar{w}_k = 3$ m/s beträgt, da die Sinkgeschwindigkeit der Jaskółka beim Kreisen mit dem physiologischen Radius für dieses Flugzeug rund $w_f = 1$ m/s beträgt und

$$\bar{w}_k = w_{sr} + \Delta w_{sr} + w_f = 1{,}5 + 0{,}5 + 1{,}0 = 3 \text{ m/s}$$

Unter der Annahme, daß die ausgeschlagenen Wölbungsklappen dieses Segelflugzeuges keinen grundsätzlichen Einfluß auf seine mittlere Steiggeschwindigkeit haben, kann angenommen werden, daß der Gradient der Steiggeschwindigkeit der Luftmassen im Aufwindschlauch in einer Entfernung R_f vom Zentrum, im Falle des Segelflugzeuges Jaskółka, etwa so groß ist wie der Gradient der durch den Ausschlag der Wölbungsklappen und das Verkleinern des Kreisradius gesteigerten Sinkgeschwindigkeit des Segelflugzeuges. Dieser Gradient wurde ermittelt und beträgt

$$\frac{\Delta w_f}{\Delta R_f} = 0{,}02\,\frac{m/s}{m}$$

Demnach erhält man auf Grund der Gleichung (17)

$$\frac{\partial w_k}{\partial R} = -\,n \cdot x \cdot R_f^{\,n-1} = -\frac{\Delta w_f}{\Delta R_f} = -\,0{,}02$$

sowie

$$\Delta w_{sr} = \bar{w}_k - w_k = x\,R_f^{\,n} = 0{,}5$$

Die Lösung obiger Gleichungen ergibt für die Jaskółka

$$R_f = 59 \text{ m}$$
$$n = 2{,}36$$
$$x = 0{,}000033$$

Der Durchmesser eines solchen Aufwindschlauches beträgt ungefähr 250 m, was auch mit den Aussagen der Piloten gut übereinstimmt.

Selbstverständlich kann dieses annähernde Schema des thermischen Aufwindschlauches nur Vergleichsberechnungen dienen; es muß aber betont werden, daß der auf diese Weise durchgeführte Vergleich der Eigenschaften verschiedener polnischer Segelflugzeugmuster im Streckenflug mit den Aussagen der Piloten vollkommen übereinstimmt.

4. Auswahl der Konstruktionsparameter des Segelflugzeugs

Das für den Streckenflug gut geeignete Segelflugzeug muß folgende Eigenschaften aufweisen:

a) möglichst große Steiggeschwindigkeit bei durchschnittlichen Verhältnissen;

b) eine große Gleitfluggeschwindigkeit zwischen den Aufwindschläuchen, sogar bei mittlerer, bzw. kleiner Aufwindstärke;

c) hohe Gleitzahl im Bereich dieser Geschwindigkeit;

d) möglichst hohe Reisegeschwindigkeit.

Es ist leicht, die Unentbehrlichkeit dieser Eigenschaften zu begründen.

Ein Segelflugzeug, das über hohe Steiggeschwindigkeit im Aufwindschlauch verfügt, kann nicht nur große Reisegeschwindigkeiten erreichen, was gut aus Fig. 2 zu ersehen ist; es ist auch imstande, die schwächsten Aufwindschläuche erfolgreich auszunutzen und dadurch die etwa vorkommenden Flauten zu überstehen.

Große Gleitfluggeschwindigkeit erleichtert dem Piloten das Erreichen des nächsten Aufwindes in kurzer Zeit, wodurch sein Urteil über die momentanen thermischen Verhältnisse aktuell bleibt.

Hohe «Penetrationsgleitzahl» des Segelflugzeugs ermöglicht dem Piloten, bei angenommenem Höhenverlust die Suche nach den stärksten Aufwindfeldern in weiteren Gebieten durchzuführen.

Die höchste Reisegeschwindigkeit ist an sich selbst eine Leistung im Segelflug und bedarf deshalb keiner weiteren Begründung.

Die erwähnten Eigenschaften des Segelflugzeuges stehen zueinander teilweise im Widerspruch. Aus diesem Grunde muß sich der Konstrukteur für eine Kompromißlösung entscheiden. Es ist nötig, die Gleichungen (18), (4) und (5) einer Analyse zu unterziehen.

Werden die Konstanten a und b aus der Gleichung (2a) in die Formeln (4) und (5) eingesetzt, so nehmen die letzteren folgende Gestalt an

$$w_{sr} = 2\left(\frac{c_{x0}}{16} \cdot \frac{v_p^3}{p_Q} - \frac{5{,}1}{\lambda_e} \cdot \frac{p_Q}{v_p}\right) \tag{19}$$

$$v_{sr} = \frac{w_{sr}}{3 \dfrac{c_{x0}}{16} \cdot \dfrac{v_p^2}{p_Q} - \dfrac{5{,}1}{\lambda_e} \cdot \dfrac{p_Q}{v_p^2}} \tag{20}$$

Neben diesen Gleichungen kann auch die Formel für die Penetrationsgleitzahl aufgeschrieben werden, die — wie leicht zu beweisen ist — folgende Gestalt annimmt

$$d_p = \frac{v_p}{w_p} = \frac{1}{w_{sr}\left(\dfrac{1}{v_{sr}} - \dfrac{1}{v_p}\right)} \tag{21}$$

Die erwähnten Formeln enthalten Werte, auf die der Konstrukteur entweder

a) keinen Einfluß hat, wie z. B. die charakteristischen Werte des Aufwindschlauches $\overline{w}_k$, x, n in der Gleichung (18);

b) unmittelbaren Einfluß hat und sie selbständig auswählen kann, wie z. B.
c_{x0} = der Widerstandskoeffizient des Segelflugzeugs,
λ_e = das effektive Seitenverhältnis des Flügels,
$c_{z\,max}$ = der maximale Auftriebskoeffizient,
p_Q = die Tragflächenbelastung;

c) einen mittelbaren Einfluß hat, wie z. B. bei den Werten k^* und $\overline{k}$.

Der Punkt *c)* erfordert eine nähere Erklärung.

Der früher beschriebene Pilotenkunstfaktor sowie der physiologisch zugelassene Belastungsfaktor haben einen unmittelbaren Einfluß auf die Größe der beiden Konstanten k^* und $\overline{k}$. Der Wert der beiden Koeffizienten hängt sowohl vom Piloten als auch vom Konstrukteur ab. Obwohl die fliegerische Geschicklichkeit des Piloten sowie seine körperliche Widerstandsfähigkeit die ausschlaggebende Rolle spielen, ist ihm ein sinnvoller Entwurf der Aerodynamik des Flügels hinsichtlich der guten Langsamflugeigenschaften sehr behilflich. Eine gewisse Rolle spielt auch die korrekte Steuerbarkeit des Segelflugzeuges. Ebenso wichtig für die Widerstandsfähigkeit des Flugzeugführers ist die bequeme Kabine und korrekte Lage des Piloten, Elemente, die ebenfalls vom Konstrukteur abhängig sind.

Ziehen wir nun die Einwirkung der im Punkt *b)* angegebenen Werte auf die Streckenflugeigenschaften des Segelflugzeugs in Betracht. Auf diese Werte hat der Konstrukteur einen unmittelbaren Einfluß.

Wie aus den vorher angegebenen Formeln zu ersehen ist, sind die kleinsten Werte der Widerstandskoeffizienten und das größte effektive Seitenverhältnis des Flügels in jedem Fall günstig. Dabei handelt es sich um keine neue Behauptung, denn vom Anfang der Segelfliegerei an gingen die Konstrukteure diesen Weg.

Etwas unerwartet scheint dagegen, daß der maximale Wert des Auftriebskoeffizienten $c_{z\,max}$ einen sehr starken Einfluß auf die Streckenflugeigenschaften des Segelflugzeugs hat, wie dies aus der Formel (18) gut zu ersehen ist. Dieselbe Formel besagt weiter, daß der Wert dieses Koeffizienten desto größer sein sollte, je größer das Seitenverhältnis des Flügels gewählt wurde.

Die Eigenschaften des Segelflugzeugs im Kreisen werden durch die Erhöhung der Flächenbelastung und Vergrößerung des Widerstandskoeffizienten nicht verschlechtert, wenn zugleich auch der maximale Wert des Auftriebskoeffizienten im Verhältnis vergrößert wird. Wird umgekehrt der Auftriebskoeffizient durch Anwendung weniger tragender Profile verkleinert, dann muß auch die Flächenbelastung des Segelflugzeugs oder der Widerstandsbeiwert verhältnismäßig verkleinert werden. Nur dann bleiben die Eigenschaften des Segelflugzeugs im Kreisen gleich gut.

Die Behauptung, daß der kleinste Widerstandsbeiwert, die größten Werte des Seitenverhältnisses und des Auftriebskoeffizienten den günstigsten Einfluß auf die Eigenschaften des Segelflugzeugs haben, war leicht zu beweisen. Die Flächenbelastung dagegen tritt in den Formeln nicht unmittelbar zutage; deshalb kann man ihren günstigsten Wert nicht so einfach ermitteln.

Um die günstigste Flächenbelastung zu finden, muß eine weitere Berechnung durchgeführt werden.

Nachdem die Werte c_{x0}, λ, $c_{z\,max}$, k und m_f festgestellt wurden, errechnete man anhand der Formel (18) die Mittelwerte der Steiggeschwindigkeiten im typischen Aufwindschlauch bei verschiedenen Flächenbelastungen. Die Ergebnisse wurden in Gestalt einer Kurve $w_{sr} = f(p_Q)$ (Fig. 3) zusammengestellt.

Mit der Formel (19) wurden die mittleren Steiggeschwindigkeiten für die oben angenommenen Werte der Flächenbelastung und bei einigen erwarteten Gleitfluggeschwindigkeiten errechnet. Diese Ergebnisse wurden als eine Kurvenfamilie $w_{sr} = f(v_p)_{p_Q = c}$ zusammengestellt (s. Fig. 4).

Die sich entsprechenden Werte w_{sr} und p_Q wurden aus der Kurve $w_{sr} = f(p_Q)$ (Fig. 3) erhalten und in die Kurvenfamilie Fig. 4 eingetragen. Auf diese Weise erhält man die sich entsprechenden Werte v_p und p_Q. Das Ergebnis bildet die Kurve $v_p = f(p_Q)$ in Fig. 3.

Die auf diese Weise ermittelten Werte der mittleren Steiggeschwindigkeiten und der Gleitfluggeschwindigkeiten ermöglichen mit Hilfe der Formel (20) die Berechnung der mittleren Reisegeschwindigkeiten für die einzelnen Werte der Flächenbelastung.

Das Ergebnis dieser Berechnung ist in Fig. 3 in Form der Kurve $v_{sr} = f(p_Q)$ dargestellt.

Zur Ergänzung sind auch die mit der Formel (21) errechneten Werte $d_p = f(p_Q)$ in Form einer Kurve in derselben Figur eingezeichnet.

Aus den in der Fig. 3 zusammengestellten Kurven ist zu ersehen, daß die Kurven $w_{sr} = f(p_Q)$ und $d_p = f(p_Q)$ in dem für uns interessanten Bereich der Flächenbelastung keine Extreme haben. Dagegen weisen die Kurven $v_p = f(p_Q)$ und $v_{sr} = f(p_Q)$ ein deutliches Extremum auf, wodurch die optimale Flächenbelastung für diese Werte genau bestimmt wird.

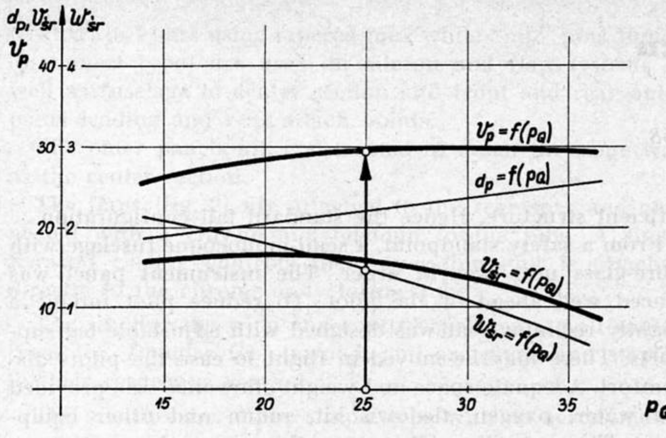

Fig. 3

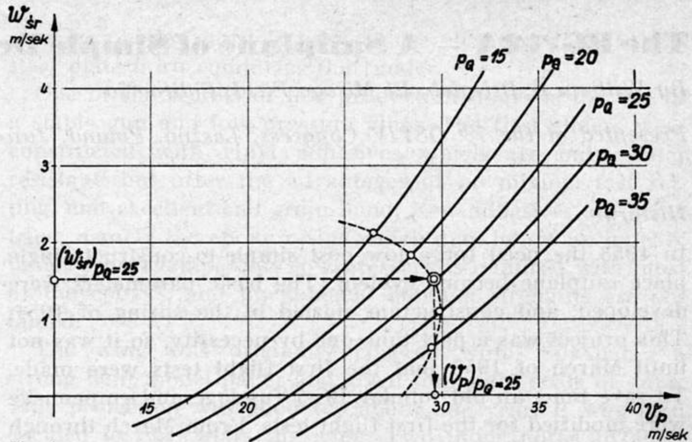

Fig. 4

Sind z. B. die anderen Parameter, wie im besprochenen Fall, konstant, dann wird die größte Gleitfluggeschwindigkeit bei der Flächenbelastung — wie z. B. in Fig. 3 — von 30 kg/m² und die höchste Reisegeschwindigkeit bei der Belastung von 20 kg/m² erreicht.

Nimmt man stärkere thermische Verhältnisse an, so verschieben sich die besprochenen Extreme in Richtung der höheren Flächenbelastung. In diesem Fall, wie das durch die Annahme größerer Werte für $\overline{w}_k$ mit der besprochenen Methode leicht zu beweisen ist, beträgt die günstigste Flächenbelastung ungefähr 25 kg/m².

Die Annahme etwas höherer Werte der Flächenbelastung, als sie hier festgestellt sind, ist auch deshalb empfehlenswert, weil dadurch die Gleitfluggeschwindigkeit und die Penetrationsfähigkeit begünstigt werden. Dies ermöglicht dem Piloten das Auffinden eines besseren Schlauches und erhöht die Reisegeschwindigkeit; doch die besprochene Methode kann dies nicht berücksichtigen.

Werden solche Berechnungen für verschiedene Konstruktionsparameter durchgeführt, so erlauben sie, die Parameter beim Entwurf der Segelflugzeuge besser zu wählen oder bei schon ausgeführten Mustern die Konstruktionsreserven zu entdecken und sie bei deren Weiterentwicklung auszunutzen.