

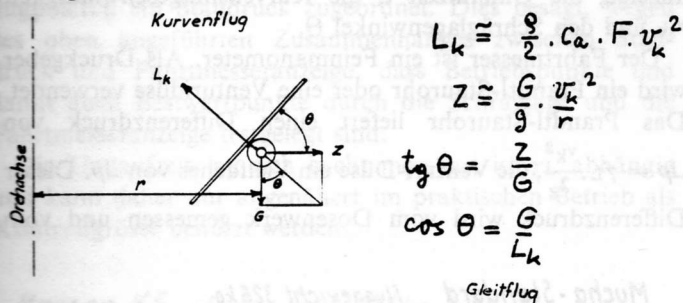
Die Mechanik des Kurvenfluges

Von Ing. Max Haubenhofer, Graz

Im stationären Kurvenflug greifen am Flugzeug das Fluggewicht G , die Fliehkraft Z und die Luftkraft L_k an. Zur Erhaltung des Gleichgewichtes nimmt die Hochachse einen Winkel θ zur Vertikalen ein. Das Flugzeug beschreibt eine Kreisbahn vom Radius r . Dabei beträgt die Bahngeschwindigkeit v_k und die Sinkgeschwindigkeit v_{sk} . Im Gleitflug entspricht diesem Flugzustand, gekennzeichnet durch einen bestimmten Anstellwinkel der Strömung am Tragflügel eine Fluggeschwindigkeit v_g und eine Sinkgeschwindigkeit v_{sg} .

Der mögliche Betriebsbereich des stationären Kurvenfluges wird begrenzt durch den Anstellwinkel beim Auftrieb Null und durch den Anstellwinkel beim Beginn des Abreissens der Strömung am Tragflügel.

Es gelten nun folgende Beziehungen:



$$L_k \approx \frac{\rho}{2} \cdot c_a \cdot F \cdot v_k^2$$

$$Z \approx \frac{G}{g} \cdot \frac{v_k^2}{r}$$

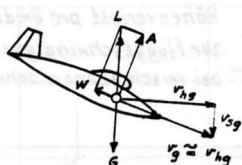
$$\tan \theta = \frac{Z}{G}$$

$$\cos \theta = \frac{G}{L_k}$$

Gleitflug

$$G \approx \frac{\rho}{2} \cdot c_a \cdot F \cdot v_g^2$$

$$\xi = \frac{c_a}{c_w} = \frac{A}{W} \approx \frac{v_g}{v_{sg}}$$



Für einen gegebenen Anstellwinkel lassen sich diese Beziehungen wie folgt auflösen:

$$L_k = \frac{G}{v_g^2} \cdot v_k^2 = \frac{G}{\cos^2 \theta}$$

$$v_k = \frac{v_g}{\cos \theta}$$

$$\tan \theta = \frac{Z}{G} = \frac{G \cdot v_k^2}{G \cdot g \cdot r}$$

$$r = \frac{v_k^2}{\tan \theta \cdot g} = \frac{v_g^2}{\tan \theta \cdot \cos^2 \theta \cdot g}$$

Zur Errechnung der Kurvenflugsinkgeschwindigkeit v_{sk} machen wir folgende Überlegung: Die einem Anstellwinkel zugehörige Gleitzahl ξ des Gleitfluges bleibt als aerodynamischer Gütefaktor des gesamten Flugzeuges auch im Kurvenflug bestehen. Mit ihrer Hilfe können wir den Luftwiderstand W_k im Kurvenflug ermitteln. Die Verlustleistung des Luftwiderstandes ($W_k \cdot v_k$) muss der Nutzleistung des Fluggewichtes ($G \cdot v_{sk}$) gleichgesetzt werden.

Mit für unsere Untersuchung ausreichender Genauigkeit kann deshalb geschrieben werden:

$$W_k = \frac{L_k}{\xi} = \frac{G \cdot v_{sg}}{\cos \theta \cdot v_g}$$

$$W_k \cdot v_k = \frac{G \cdot v_{sg}}{\cos \theta \cdot v_g} \cdot \frac{v_g}{\cos \theta} = G \cdot v_{sk}$$

$$v_{sk} = \frac{v_{sg}}{\cos^2 \theta}$$

Diese Formel besagt, dass die tatsächliche Gleitzahl $\xi_k = \frac{v_k}{v_{sk}}$ des Kurvenfluges schlechter ist als die Gleitzahl ξ des Gleitfluges bei gleichem Anstellwinkel. Die Fliehkraft erhöht die erforderliche Luftkraft; sie leistet aber keine Nutzarbeit und damit wird der Flugvorgang unwirtschaftlicher.

(Im Mitteilungsblatt der ISTUS Nr. 7 von 1939 hat Olenski, Polen, in einem Beitrag «Höhengewinn durch Kreisen» die korrekten Formeln für v_{sk} abgeleitet. Nach Ansetzen einiger Vereinfachungen wird obige Formel für v_{sk} ebenfalls erhalten.)

Die Umlaufzeit für eine Umdrehung ergibt sich zu:

$$t = \frac{2 \cdot r \cdot \pi}{v_k} = \frac{2 \cdot v_g^2 \cdot \pi}{\tan \theta \cdot \cos \theta \cdot g} \cdot \frac{\sqrt{\cos \theta}}{v_g}$$

$$t = \frac{2 \cdot \pi}{g} \cdot \frac{v_g}{\tan \theta \cdot \sqrt{\cos \theta}}$$

der Höhenverlust bei einer Umdrehung zu:

$$\Delta h = v_{sk} \cdot t = \frac{v_{sg}}{g \cdot \tan \theta \cdot \sqrt{\cos \theta}} \cdot \frac{2 \cdot \pi \cdot v_g}{g \cdot \tan \theta \cdot \sqrt{\cos \theta}}$$

$$\Delta h = \frac{2 \cdot \pi}{g} \cdot \frac{v_{sg} \cdot v_g}{\tan^2 \theta \cdot \cos \theta}$$

Der stationäre Kurvenflug hat besondere Bedeutung für den Segelflug. Mit den gewonnenen Formeln betrachten wir 3 Segelflugzeuge. Wir wählen folgende Typen: Mucha Standard, Kaiser K6 und Kaiser K8. Die Auswahl stellt einen repräsentativen Querschnitt durch unseren modernen Flugzeugbestand dar. Die benützten Flugpolaren stammen durchwegs von den Herstellern der Flugzeuge. Sie sind auf eine einheitliche Zuladung von 100 kg umgerechnet.

Gültig für alle Flugzeugbaumuster sind in Abb. 1 der Kurvenradius und die Umlaufzeit für eine Umdrehung in Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit dargestellt. Für die Darstellungen wurden die Schräglagenwinkel von 15°, 30°, 45° und 60° gewählt.

Die Abb. 2, 3 und 4 stellen die Kurvenflugpolaren und den Höhenverlust pro Umdrehung in Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit und bei verschiedenen Schräglagen für die zu untersuchenden Flugzeuge dar. Abb. 2 gilt für die Mucha, Abb. 3 für die K6 und Abb. 4 für die K8. Die Kurvenflugpolaren zeigen die starke Zunahme der Sinkgeschwindigkeit bei grossen Schräglagenwinkeln.

Wenn wir diese Kurven etwas umzeichnen, erhalten wir sehr aufschlussreiche Abhängigkeiten: Für verschiedene Schräglagenwinkel stellen wir die Sinkgeschwindigkeiten in Abhängigkeit vom Kurvenradius dar. Abb. 5 gilt für die Mucha, Abb. 6 für die K6 und Abb. 7 für die K8.

Die Abb. 2 bis 7 gelten nur für das spezifische Gewicht der Luft von 1,226 kg/m³.

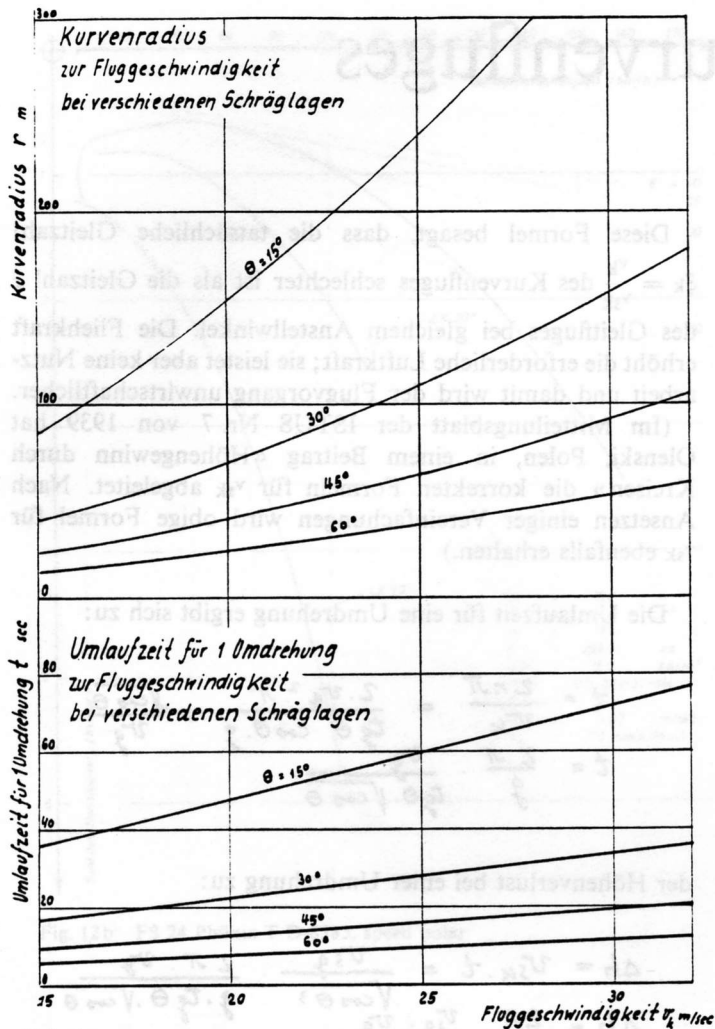


Abb. 1

Wenn wir uns die Diagramme ergänzt denken durch eine grosse Zahl weiterer Schräglagenkurven, so kann das ganze Betriebsfeld durch eine Bestwertkurve eingehüllt werden. Für eine gegebene Schräglage ist der Berührungspunkt der Schräglagenkurve mit der Bestwertkurve derjenige Schräglagenbetriebspunkt, der bei kleinstem Kurvenradius die geringste Sinkgeschwindigkeit aufweist. Wenn wir den gefundenen Berührungspunkt in die Kurvenflugpolaren zurückübertragen, finden wir sofort die zu dieser Schräglage gehörende günstigste Kurvenfluggeschwindigkeit.

Mit dieser Methode lässt sich die alte Flugplatzstreitfrage nach der richtigen Kurvenfluggeschwindigkeit einwandfrei beantworten. Wir sehen, dass diese Fluggeschwindigkeit bei den gewählten Flugzeugen erheblich voneinander abweicht.

Schräglage	15°	30°	45°	60°
Beste Fluggeschwindigkeiten der Mucha km/h	75	76,5	78	88
Beste Fluggeschwindigkeiten der K 6 km/h	69,5	70,5	76	89
Beste Fluggeschwindigkeiten der K 8 km/h	62	64	68,5	82

Für den praktischen Flugbetrieb kann man folgende Schlussfolgerungen ziehen:

Die Flächenbelastung und die Art des Flugzeugprofils beeinflussen in massgebender Weise die beste Kurvenfluggeschwindigkeit. Der Hauptflugbereich liegt zwischen 15° und 30° Schräglage. Eine flachere Kurve als 15° bringt keinen Nutzen, da dabei nur der Kurvenradius grösser wird.

Die vorteilhafteste Schräglage liegt bei 30°. Die Sinkgeschwindigkeit ist nur geringfügig vermehrt, der Kurvenradius ist beachtlich klein. Im Bereiche bis 30° Schräglage

sind bedeutende Einbussen an Sinkgeschwindigkeiten zu erwarten, wenn die Flugzeuge bei $c_a \max$, das heisst zu langsam geflogen werden.

Die 60°-Kurve ist nur für das Training nützlich. Schon die 45°-Kurve ergibt eine grosse Vermehrung der Sinkgeschwindigkeit. Lediglich die Mucha würde ein Ausfliegen bis $c_a \max$ bei der 45°-Kurve erlauben. Eine derartige Kurve würde nur beim «Absaufen» in geringer Flughöhe taktisch richtig sein. Wegen der Gefahr des Trudelns wäre eine derartige Kurve jedoch ein sträflicher Leichtsin.

Die Kurve mit 45° Schräglage besitzt den Bereich des geringsten Höhenverlustes pro Umdrehung.

Die errechneten Werte beziehen sich auf das spezifische Gewicht von $\gamma_n = 1,226 \text{ kg/m}^3$ der Luft. Luftdruck- und Temperaturänderungen verändern erheblich das tatsächlich vorhandene spezifische Gewicht der Luft (siehe Abb. 8). Welchen Einfluss haben diese Veränderungen auf die ermittelten Werte?

Während des Fluges kann man folgende Kenngrössen feststellen beziehungsweise schätzen: Die Fahrtmesseranzeige, die Umlaufzeit t , die Kurvensinkgeschwindigkeit v_{sk} und den Schräglagenwinkel θ .

Der Fahrtmesser ist ein Feinmanometer. Als Druckgeber wird ein Prandtl-Staurohr oder eine Venturidüse verwendet. Das Prandtl-Staurohr liefert einen Differenzdruck von $\Delta p = \gamma_L \cdot \frac{v_k^2}{2g}$, die Venturi-Düse ein Vielfaches von Δp . Dieser Differenzdruck wird vom Dosenwerk gemessen und vom

Mucha - Standard Fluggewicht 326 kg

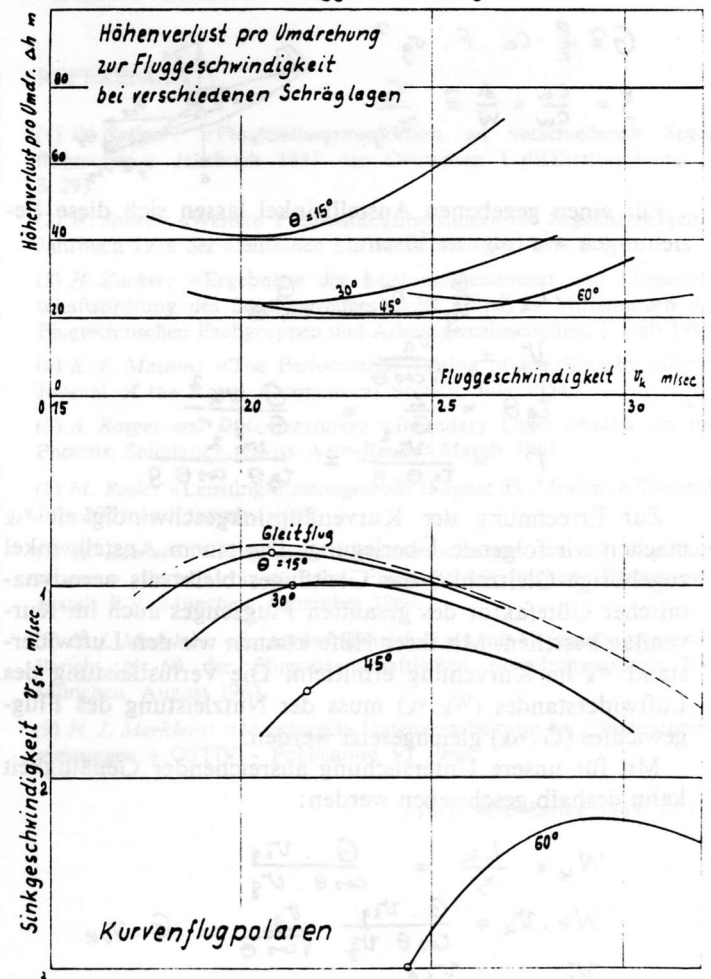


Abb. 2

Zeigerwerk angezeigt. Die Skala ist jedoch nicht in Druckeinheiten, sondern in Geschwindigkeitseinheiten geeicht. Man hat verabredet, diese Umrechnung beim $\gamma_n = 1,226 \text{ kg/m}^3$ der Luft durchzuführen. (Entspricht dem Luftzustand der Normalatmosphäre in der Höhe 0 km.) Weicht nun das augenblickliche γ_L der Luft vom verabredeten γ_n ab, so gelten folgende Beziehungen:

$$\dots \Delta p = \gamma_n \cdot \frac{v_{kn}^2}{2g} = \gamma_L \cdot \frac{v_{kL}^2}{2g}; v_{kL} = v_{kn} \sqrt{\frac{\gamma_n}{\gamma_L}}$$

Demnach verändern sich unsere Betriebskenngrößen in Abhängigkeit von γ_L und zwar:

die wahre Fluggeschwindigkeit, die Sinkgeschwindigkeit und die Umlaufzeit im Verhältnis $\sqrt{\frac{\gamma_n}{\gamma_L}}$;

der Kurvenradius und der Höhenverlust pro Umdrehung im Verhältnis $\frac{\gamma_n}{\gamma_L}$.

Unabhängig davon ist jedem Betriebspunkt der Kurvenflugpolaren ein Staudruck zugeordnet. Dies besagt, wegen des oben angeführten Zusammenhanges zwischen Staudruck und Fahrtmesseranzeige, dass Betriebspunkte und damit auch Bestwertpunkte durch die Schräglage und die Fahrtmesseranzeige festgelegt sind.

Die Umlaufzeit, an sich leicht messbar, ist γ_L abhängig und kann daher nur angenähert im praktischen Betrieb als Kontrollgröße benutzt werden.

Kaiser K6 Fluggewicht 285 kg

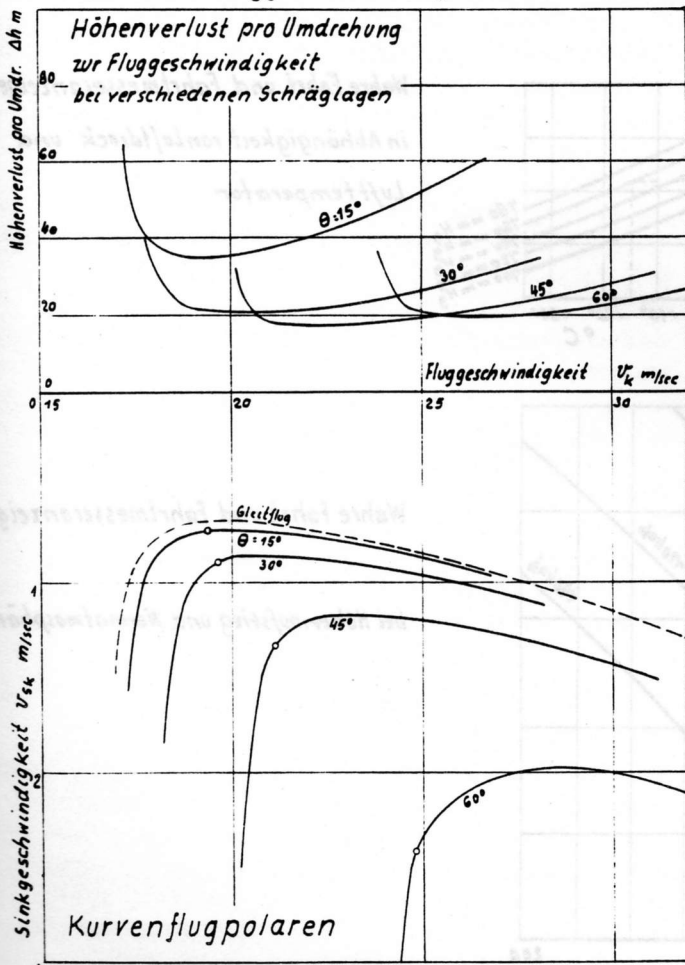


Abb. 3

Kaiser K8 Fluggewicht 290 kg

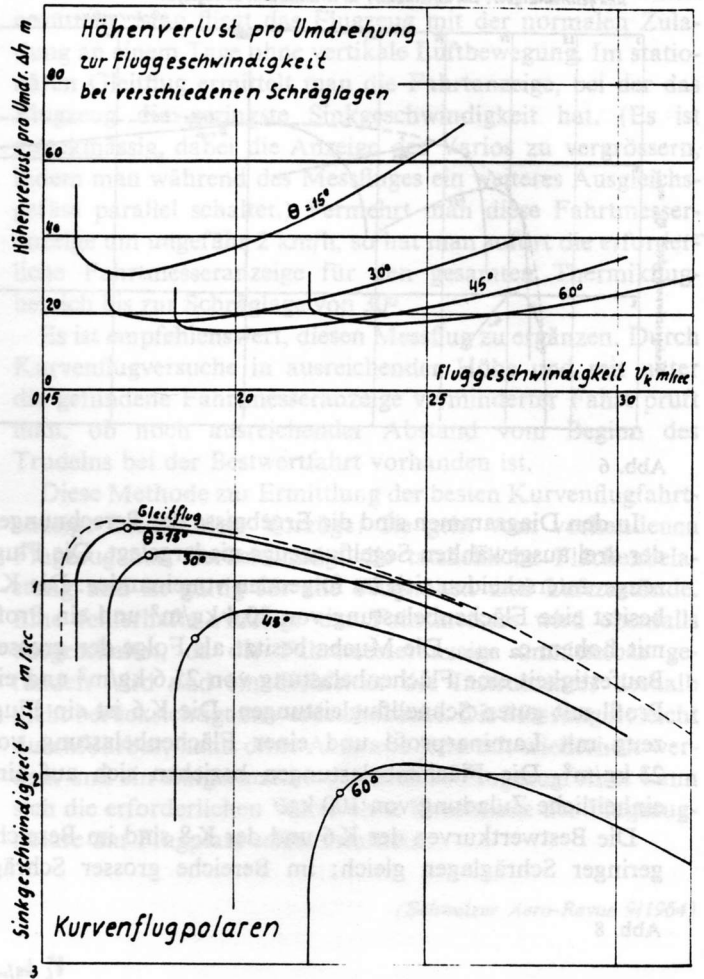


Abb. 4

Statisch nicht ausgewogene Stauscheibenvariometer sowie Variosysteme, die im Messwerk die Schwerkraft zur Anzeige benutzen, ergeben im Kurvenflug eine unwahre Anzeige. Da überdies bei den meisten Variobauarten in der Höhe eine grössere Anzeige erfolgt als am Boden, ist das Variometer ein ungenügend geeignetes Kontrollinstrument für den richtigen Kurvenflugzustand.

Demnach verbleiben als korrekte Kenngrößen die Fahrtmesseranzeige und die Schräglage, sowie als ungefähre Kenngröße die Umlaufzeit pro Umdrehung.

Mucha - Standard

Sinkgeschwindigkeit zum Kurvenradius bei verschiedenen Schräglagen

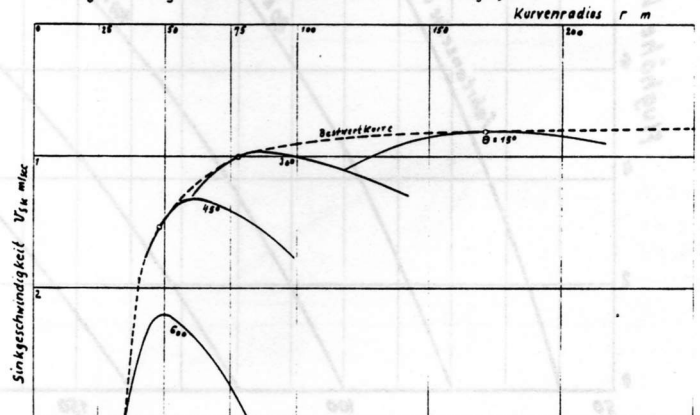


Abb. 5

K6

Sinkgeschwindigkeit zum Kurvenradius bei verschiedenen Schräglagen

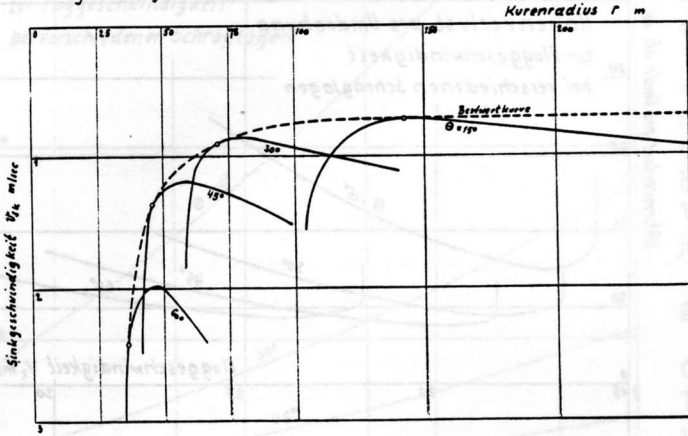


Abb. 6

K8

Sinkgeschwindigkeit zum Kurvenradius bei verschiedenen Schräglagen

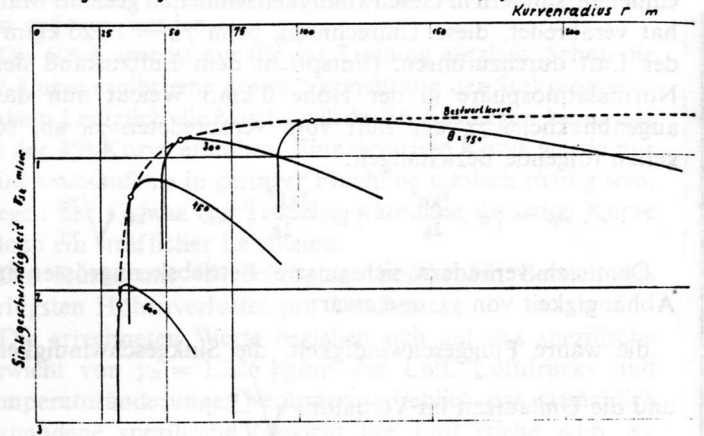


Abb. 7

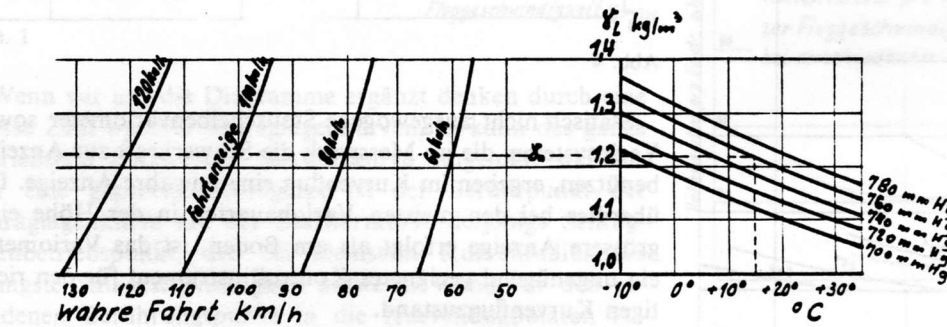
In den Diagrammen sind die Ergebnisse der Berechnungen der drei ausgewählten Segelflugzeuge niedergelegt. Die Flugzeuge unterscheiden sich im folgenden voneinander: Die K8 besitzt eine Flächenbelastung von $20,4 \text{ kg/m}^2$ und ein Profil mit hohem $c_a \text{ max}$. Die Mucha besitzt als Folge der grossen Baufestigkeit eine Flächenbelastung von $25,6 \text{ kg/m}^2$ und ein Profil mit guten Schnellflugeleistungen. Die K6 ist ein Flugzeug mit Laminarprofil und einer Flächenbelastung von 23 kg/m^2 . Die Flächenbelastungen beziehen sich auf eine einheitliche Zuladung von 100 kg .

Die Bestwertkurven der K6 und der K8 sind im Bereiche geringer Schräglagen gleich; im Bereiche grosser Schräglagen ist die K8 der K6 eindeutig überlegen.

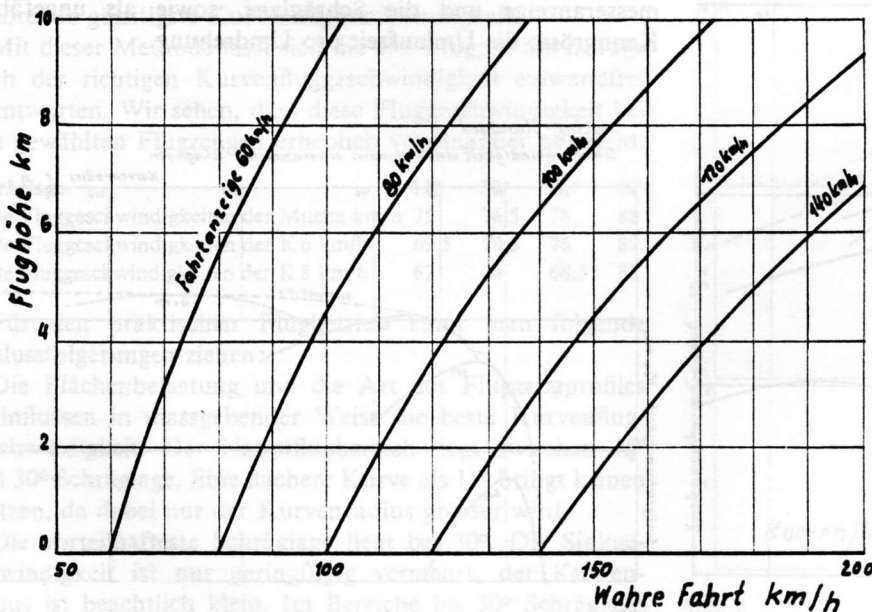
Für den reinen Thermikflug ist die K8 sowohl der K6 als auch der Mucha überlegen.

Wie schon erwähnt, erweist es sich bei den drei untersuchten Typen als sinnlos, im Bereich des beginnenden Sackfluges im Thermikkreis zu fliegen. Diese gefährliche Taktik ist ein Relikt aus alter Zeit: Vor 25 Jahren besaßen die Segelflugzeuge im Mittel eine Flächenbelastung von 15 kg/m^2 . Ausserdem wurden gut tragende Profile verwendet. Derartige Flugzeuge erlaubten in der flachen Thermikkurve ohne weiteres eine Geschwindigkeit von $50\text{--}55 \text{ km/h}$. Viele unserer heutigen Segelflugzeuge weisen jedoch eine Flächenbelastung

Abb. 8



Wahre Fahrt und Fahrtmesseranzeige in Abhängigkeit von Luftdruck und Lufttemperatur



Wahre Fahrt und Fahrtmesseranzeige bei Höhengaufstieg und Normalatmosphäre

von 25 kg/m² auf. Durch die umfangreiche Ausrüstung wird in der Regel die Zuladung von 100 kg erreicht oder gar überschritten. Daneben werden aber auch vielfach noch Flugzeuge mit niedriger Flächenbelastung geflogen. Ein Segelflieger, der häufig verschiedene Typen fliegt und das Maximum aus seinem Flugzeug herausholen will, ist gezwungen, die aufgezeigten Tatsachen zu berücksichtigen. Wenn wir ausgehend von diesen Feststellungen nochmals die ganze Untersuchung kritisch überblicken, so können wir folgende Punkte herausstellen:

1. Der Thermikflugbereich liegt zwischen 15° und 30° Schräglage.
2. Eine zu einem Bestwertpunkt gehörende Fahrtmesseranzeige wird durch Änderungen des spezifischen Gewichtes der Luft nicht beeinflusst.
3. Für den Bereich bis 30° Schräglage genügt es, wenn die Fahrt, bei der das Flugzeug im Gleitflug seine geringste Sinkgeschwindigkeit besitzt plus 2 km/h, angenähert eingehalten wird.
4. Die beste Fahrt bei der 45°-Kurve ist etwa die Fahrt plus 7 km/h, bei der das Flugzeug im Gleitflug seine geringste Sinkgeschwindigkeit hat.
5. Es gehört ausserordentlich viel Erfahrung dazu, in der Thermikkurve eine Fahrt einwandfrei zu halten. Dem Schüler ist deshalb über die angegebenen Werte und je nach Flugzeugtype und Ausbildungsstand eine angemessene Übergeschwindigkeit zu empfehlen.

In der Praxis lassen sich diese Geschwindigkeiten leicht ermitteln. Man fliegt das Flugzeug mit der normalen Zuladung an einem Tage ohne vertikale Luftbewegung. Im stationären Gleitflug ermittelt man die Fahrtanzeige, bei der das Flugzeug die geringste Sinkgeschwindigkeit hat. (Es ist zweckmässig, dabei die Anzeige des Varios zu vergrössern, indem man während des Messfluges ein weiteres Ausgleichsgefäss parallel schaltet.) Vermehrt man diese Fahrtmesseranzeige um ungefähr 2 km/h, so hat man sofort die erforderliche Fahrtmesseranzeige für den gesamten Thermikflugbereich bis zur Schräglage von 30°.

Es ist empfehlenswert, diesen Messflug zu ergänzen. Durch Kurvenflugversuche in ausreichender Höhe und mit unter die gefundene Fahrtmesseranzeige verminderter Fahrt prüft man, ob noch ausreichender Abstand vom Beginn des Trudelns bei der Bestwertfahrt vorhanden ist.

Diese Methode zur Ermittlung der besten Kurvenflugfahrtanzeige besitzt viele Vorzüge: Sie geht vom vorhandenen Flugzeug aus, berücksichtigt die tatsächliche Flächenbelastung und ist gültig für alle Flughöhen und Luftzustände. Eine fehlerhafte Anzeige des Fahrtmessers wird ebenfalls ausgeschaltet, da die Fahrtmesseranzeige unmittelbar gefunden wird und ein Eichfehler des Instrumentes deshalb nicht berücksichtigt zu werden braucht. Die Messung ist leicht durchführbar, kann ohne Aufwand jederzeit wiederholt werden, und ein einigermaßen geschickter Flugzeugführer kann sich die erforderlichen Werte ohne Kenntnisse der Flugzeugpolare am Flugplatz selbst ermitteln.

(Schweizer Aero-Revue 9/1964)

