

Zum dynamischen Segelflug

Dr. E. Fritsch, Aeroclub of the DDR

Presented at the 12th OSTIV Congress, Alpine, USA (1970)

Als Energiequellen benutzt der Segelflieger zurzeit die Thermik sowie den Hang- und Wellenaufwind. Der Albatros zeigt uns, dass es prinzipiell möglich ist, durch bestimmte Flugmanöver in einer Schicht mit in der Höhe sich ändernder Windstärke längere Segelflüge durchzuführen. Besonders stark ist die Windscherung im Jetstream. In letzter Zeit haben sich unsere Kenntnisse über diese Strömungserscheinung wesentlich erweitert [1]. Sie haben einen solchen Stand erreicht, dass zu erwarten ist, dass in nächster Zeit die ersten Versuche zur Ausnutzung mit Segelflugzeugen unternommen werden [2].

Das Prinzip des dynamischen Segelfluges soll an einem Zahlenbeispiel erläutert werden.

Gegenüber der Windgeschwindigkeit an der Wasseroberfläche steigt die Windgeschwindigkeit in der angenommenen Höhe um 10 km/h.

Ein Albatros fliegt mit 50 km/h dicht über dem Meer (1) gegen den Wind (Abb. 1). Steigt er in die Schicht mit der um 10 km/h grösseren Geschwindigkeit, so fliegt er mit 60 km/h gegenüber der umgebenden Luft (2). Er dreht jetzt mit 60 km/h gegenüber der umgebenden Luft auf Kurs mit Wind (3). Seine Geschwindigkeit gegenüber Luft bleibt dabei erhalten. Ueber Grund hat er damit 70 km/h.

Diese Geschwindigkeit gegenüber Grund behält er auch beim Abstieg auf die Höhe Null bei (4). Wie man sieht, gewinnt der Albatros ohne körperliche Anstrengung beträchtlich an Geschwindigkeit.

Die Änderung der Geschwindigkeit infolge der Veränderung der potentiellen Energie und eine eventuell vor-

handene Windgeschwindigkeit auf der Höhe Null brauchen bei diesem Kreisprozess nicht berücksichtigt zu werden. Ihre Wirkungen fallen in der Summe heraus. Können wir es dem Albatros gleich-tun?

1. Energiebilanz beim Flug in einer Strömung mit starker Windscherung

Das Flugzeug fliegt auf einer Bahn mit einem momentanen Neigungswinkel α (Abb. 1). Die Bewegungsgleichung lautet

$$M \frac{dv^+}{dt} = -Mg \sin \alpha - W(v) \quad (1)$$

V^+ Geschwindigkeit im Inertialsystem
Diese Geschwindigkeit misst ein aussenstehender Beobachter.

V Geschwindigkeit gegenüber der umgebenden Luft. Diese Geschwindigkeit wird im Flugzeug angezeigt.

M Masse des Flugzeuges

g Erdbeschleunigung

$W(V)$ Luftwiderstand des Flugzeuges

Aus Abbildung 2 ist ersichtlich

$$\vec{V}^+ = \vec{V} + \vec{W}(h)$$

$w(h)$ Windgeschwindigkeit in Abhängigkeit von der Höhe

Der Winkel zwischen \vec{V} und \vec{V}^+ sei klein. Dann ergibt sich für die Komponente in Bewegungsrichtung

$$V^+ = V - W(h) \cos \alpha \quad (2)$$

Berücksichtigt man

$$W(v) = Mg \varepsilon \quad (3)$$

ε Gleitzahl

und

$$h' = V \sin \alpha \quad (4)$$

so folgt aus den Gleichungen (1) bis (4)

$$M \frac{dv}{dt} = -Mg \cdot \sin \alpha - Mg \cdot \varepsilon - Mv \frac{dw(h)}{dh} \times \sin \alpha \cos \alpha \quad (5)$$

Für die Änderung der Windge-

schwindigkeit mit der Höhe $\frac{dw}{dh}$

soll im folgenden u gesetzt werden. Gelingt es, die Energiebilanz während einer Flugphase positiv zu gestalten?

Die Energiebilanz erhält man bekanntlich aus der Bewegungsgleichung (5), indem mit der Geschwindigkeit multipliziert und umgeformt wird. Man erhält

$$\frac{dE}{dt} = \frac{d}{dt} \left(\frac{M}{2} V^2 + Mgh \right) = Mv (vu \cdot \sin \alpha \cos \alpha - g\varepsilon) \quad (6)$$

Für das vorliegende Problem ist der Energiegewinn pro Höhe interessanter als der Energiegewinn pro Zeit. Diese Beziehung lautet mit (4) und (6)

$$\frac{dE}{dh} = \frac{E'}{h'} = M (vu \cos \alpha \frac{g\varepsilon}{\sin \alpha}) \quad (7)$$

$\frac{dE}{dh}$ hängt vom Neigungswinkel der Bahn ab.

Aus $\frac{d}{da} \left(\frac{dE}{dh} \right) = 0$ folgt für den

günstigsten Neigungswinkel die Bestimmungsgleichung

$$\sin \alpha = \sqrt[3]{\frac{g \cdot \varepsilon}{u \cdot v}} \cdot \sqrt[3]{\cos \alpha} \quad (8)$$

In den meisten Fällen kann $\sqrt[3]{\cos \alpha} = 1$

gesetzt werden (z.B. ist $\sqrt[3]{\cos 40^\circ} = 0,91$).

Ein Vergleich der Lösung mittels der

Näherung $\sqrt[3]{\cos \alpha} = 1$ mit einer graphi-

schen Lösung ergab für die in diesem Kapitel angeführten Werte Fehler von 1°.

Nach (3) kann die Geschwindigkeitsänderung mit der Höhe 20 Knoten pro 1000 Fuss (oder $3,28 \cdot 10^{-2} \text{ s}^{-1} = 3,28 \frac{\text{m/s}}{100 \text{ m}}$) betragen.

Die Leistungsdaten des Segelflugzeuges seien $1/\varepsilon = 33$ bei $V = 200 \text{ km/h}$. Bei dieser Angabe ist berücksichtigt, dass die Luftdichte in 10 km Höhe nur 25% des Wertes in Bodennähe beträgt. Alle für normale Luftdichten angegebenen Geschwindigkeiten sind deshalb mit dem Faktor 2 multipliziert worden. Zur Berechnung aller Zahlenwerte wurden die Leistungsangaben des

Abb. 1

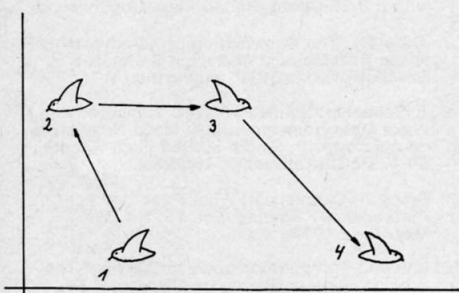
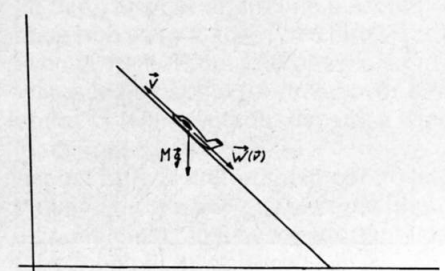


Abb. 2



Segelflugzeuges «Foka 4A» herangezogen (Tab. 1).

Tabelle 1

| V km/h | 1/ε | ε/V · 10 ⁻³ $\frac{s}{m}$ |
|--------|------|--------------------------------------|
| 160 | 32 | 0,7 |
| 186 | 34 | 0,57 |
| 200 | 33 | 0,54 |
| 240 | 27 | 0,55 |
| 280 | 22 | 0,59 |
| 320 | 17,3 | 0,65 |
| 360 | 14,3 | 0,7 |
| 400 | 12 | 0,75 |
| 440 | 10 | 0,82 |

Der Tabelle liegen die Leistungen des Segelflugzeuges Foka 4 A zugrunde. Die vom Hersteller angegebenen Geschwindigkeiten werden mit dem Faktor 2 multipliziert, um der gegenüber Meereshöhe vierfach geringeren Luftdichte in 10 km Höhe Rechnung zu tragen.

Für $u = 3,28 \cdot 10^{-2} \text{ S}^{-1}$ ergeben sich die Werte

$$\alpha = 33^\circ$$

und $\frac{dE}{dh} = 0,1 \text{ Mg}$

Das entspricht

$$\frac{dE}{dt} = 3 \text{ Mg} \cdot \text{m/s}$$

oder einem Steigen von 3 m/s in der Thermik. Der Anschauung wegen sei noch $v \cdot u = 0,2 \text{ g}$ angegeben.

Die entsprechenden Werte für $u = 1,64 \cdot 10^{-2} \text{ S}^{-1}$ lauten

$$\alpha = 39^\circ$$

$$\frac{dE}{dh} = 0,025 \text{ Mg}$$

$$\frac{dE}{dt} = 0,8 \text{ Mg m/s}$$

Wie müsste der Pilot fliegen, um die errechneten Werte zu erreichen? Ihm ist weder der günstigste Anstiegswinkel noch der Wert u bekannt. Ein Pilot kann während des Fluges keine Extremwerte berechnen.

Deshalb muss ein Instrument die Aufgabe übernehmen. Bei Flügen nach dem angenommenen Regime sollte dem Piloten ein Instrument zur Verfügung stehen, das ihm die Grösse

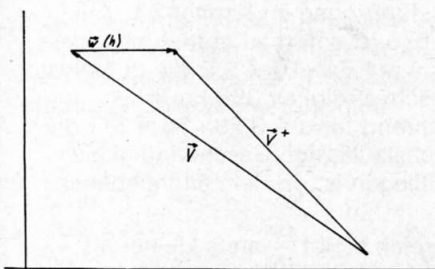
$\frac{dE}{dh}$ anzeigt. Sie lässt sich wohl am

einfachsten mittels der Gleichung

$$\frac{dE}{dh} = \frac{E}{h}$$

errechnen. Diese Beziehung gilt exakt.

Abb. 3



Die Grösse $\frac{dE}{dt}$ lieferte uns das bekannte

Tevar und $\frac{dh}{dt}$ das noch bekanntere

Variometer. Aus beiden Angaben ist der Quotient zu bilden. Eine Aufgabe, die die Geräteindustrie wohl meistert.

Der Pilot hat den Anstiegswinkel so

zu steuern, dass $\frac{dE}{dh}$ ständig maximal

ist. Der günstigste Winkel wird etwas kleiner als 45° sein.

Das ist eine für den Segelflug typische Aufgabenstellung. Beim Fliegen in der Thermik sind z.B. günstigste Schräglage und Geschwindigkeit im Kreis ungefähr bekannt. Sie müssen aber bei jedem Steiggebiet mit viel fliegerischem Gefühl neu festgestellt werden. Einziges Kriterium dabei ist: das Steigen muss möglichst gross sein.

2. Abschätzen der Reisegeschwindigkeit im Jetstream

Der Energiegewinn ist grösser als null. Dadurch ist es möglich, auf Strecke zu gehen.

Die Flugtaktik ist folgende:

Es wird zunächst entsprechend Abb. 4 auf einer Bahn mit grossem Neigungswinkel in die Schicht mit grösserer Windgeschwindigkeit geflogen und danach auf einer Bahn mit kleinerem Neigungswinkel wieder abwärts. Um die Rechnungen einfach zu halten, nehmen wir an, die durchflogene Höhendifferenz sei so klein, dass die infolge des Auf- und Abstieges auftretenden Geschwindigkeitsänderungen klein gegen die Fluggeschwindigkeit bleiben. Es kann dann während des Fluges mit konstanter Geschwindigkeit gerechnet werden.

Die Reisegeschwindigkeit V_R ergibt sich per Definition aus (Bezeichnungen siehe Abb. 4)

$$V_R = \frac{X^* - X}{t^* + t} \quad (9)$$

t Zeitdauer des Anstieges

t^* Zeitdauer des Abstieges

Mit Hilfe von $t^* = \frac{S^*}{v}$, $t = \frac{s}{v}$ und

elementarer Winkelbeziehungen aus Abb. 4 erhält man

$$V_e = v \frac{\sin(\alpha - \alpha^*)}{\sin \alpha + \sin \alpha^*} \quad (10)$$

Die Winkel α und α^* sind nicht frei wählbar. Es muss gewährleistet sein, dass der Zyklus An- und Abstieg ständig wiederholt werden kann. Das Integral der Energiebilanz über einen Zyklus muss null sein, d.h.

$$\oint \frac{dE}{dh} \cdot dh = \int_{\text{Anstieg}} \frac{dE}{dh} \cdot dh + \int_{\text{Abstieg}} \frac{dE}{dh} \cdot dh = 0 \quad (11)$$

Im Rahmen unserer Näherung erhält man mit (7) und $h_{\text{Anstieg}} = h_{\text{Abstieg}}$

$$\cos \alpha - \frac{g \cdot \varepsilon}{u \cdot v \cdot \sin \alpha} + \cos \alpha^* - \frac{g \cdot \varepsilon}{v \cdot u \cdot \sin \alpha^*} = 0 \quad (12)$$

Die Berechnung des Extremwertes von $V_R = V_R(\alpha)$ unter der Nebenbedingung (12) liefert unübersichtliche Rechnungen. Es sollen deshalb 2 Varianten berechnet und von diesen die günstigste zur weiteren Untersuchung ausgewählt werden.

1. Variante

Der Anstieg erfolgt auf einer Bahn

mit maximalem $\frac{dE}{dh}$. Der Abstieg so,

dass Gleichung (12) erfüllt wird.

Für den Piloten ergibt sich daraus folgende Flugtaktik:

Der Anstieg erfolgt auf die im Abschnitt 1 dargelegte Weise. Der Pilot

merkt sich den Wert von $\frac{dE}{dh}$.

Der Abstiegswinkel wird so lange ver-

kleinert, bis $\frac{dE}{dh}$ negativ und betrags-

mässig so gross wie beim Aufstieg ist.

Diese Flugweise garantiert nach (11) und (12), dass der Zyklus wieder voll durchgeführt werden kann.

Mit einem Flugzeug der angegebenen Leistungsklasse (Tab. 1) ergeben sich für $u = 3,28 \cdot 10^{-2} \text{ S}^{-1}$

$$\alpha^* = 7^\circ$$

$$\text{und } V_R = v \cdot 0,65 = 130 \text{ km/h.}$$

Die entsprechenden Werte für $u = 1,64 \cdot 10^{-2} \text{ S}^{-1}$ lauten

$$\alpha^* = 16^\circ$$

$$V_R = v \cdot 0,44 = 88 \text{ km/h.}$$

2. Variante

Der Pilot steuert den Anstiegs- und

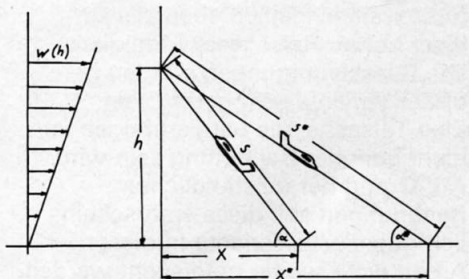
Abstiegswinkel so, dass $\frac{dE}{dh}$ gleich

null ist. Gleichung (11) und (12) ist

damit ständig erfüllt. Da $\frac{dE}{dt} = \frac{dE}{dh} v$

$\sin \alpha$ ist, benötigt der Pilot als Hilfsmittel für dieses Flugregime ausser den üblichen Instrumenten nur noch ein Tevar.

Abb. 4



$\frac{dE}{dt}$ und $\frac{dE}{dh}$ haben für den gleichen

Winkel α den Wert null.

Die Funktion

$$\frac{dE}{dt} = M (v \cdot u \cdot \sin \alpha \cdot \cos \alpha - g \cdot \varepsilon) =$$

$$M \left(\frac{u \cdot v}{2} \sin 2\alpha - g \cdot \varepsilon \right) = 0$$

besitzt für $0 \leq \alpha \leq 90^\circ$ zwei Nullstellen. Sie berechnen sich aus

$$\sin 2\alpha = 2 \frac{g \cdot \varepsilon}{v \cdot u} \quad (13)$$

Für $V \cdot U \gg g \cdot \varepsilon$ lauten sie näherungsweise

$$\cos \alpha \approx \frac{g \cdot \varepsilon}{v \cdot u} \quad \sin \alpha \approx 1 \quad (14)$$

$$\sin \alpha^* \approx \frac{g \cdot \varepsilon}{v \cdot u} \quad \cos \alpha^* \approx 1$$

Der Fehler beträgt bei der Näherung in diesem Kapitel maximal 6%.

Die Berechnung der Reisegeschwindigkeit vereinfacht sich mit (14) beträchtlich. Man erhält

$$V_R = V \left(1 - \frac{g\varepsilon}{v \cdot u} \right) \quad (15)$$

Für $u = 3,28 \cdot 10^{-2} \text{ S}^{-1}$ erreicht man eine Reisegeschwindigkeit

$$V_R = V \cdot 0,84 = 168 \text{ km/h.}$$

Die Winkel betragen $\alpha = 80^\circ$
 $\alpha^* = 10^\circ$

Für $u = 1,64 \cdot 10^{-2} \text{ S}^{-1}$ erreicht man

$$V_R = V \cdot 0,6 = 120 \text{ km/h}$$

mit $\alpha = 70^\circ$
 $\alpha^* = 20^\circ$

Der Vergleich zeigt, dass die zweite Variante der ersten überlegen ist.

Im folgenden wird ständig nur die zweite Variante behandelt.

Der Anstiegswinkel ist bei der zweiten Variante sehr steil. Man wird Ergebnisse der gleichen Größenordnung erhalten, wenn man Flüge in einer Richtung mit grossem Anstiegs- und flachem Abstiegswinkel durchführt. Es erübrigt sich dabei ein ständiger Kurswechsel.

Bis auf die Vorzeichen bleiben die abgeleiteten Beziehungen erhalten. Für die Reisegeschwindigkeit erhält man z.B.

$$V_R = V \cdot \frac{\sin(\alpha + \alpha^*)}{\sin \alpha + \sin \alpha^*}$$

Sind die Winkel klein, so ergibt sich

$$V_R = V \frac{\alpha + \alpha^*}{\alpha + \alpha^*} = V$$

Eine genaue Analyse dieser Flugweise führt wahrscheinlich ebenfalls zu einer hohen Reisegeschwindigkeit. Die Beschleunigungen werden bei dieser Variante sehr gering sein. Eine Tatsache, die bei Fernflügen von nicht geringer Bedeutung sein wird. Auf Grund der umständlichen Rechnungen soll diese wahrscheinlich günstigste Variante in dieser Arbeit nicht weiter untersucht werden.

3. Optimale Fluggeschwindigkeit

In den angeführten Beispielen wurde Fluggeschwindigkeit und Gleitzahl vorgegeben und in Abhängigkeit von der jeweiligen Zielstellung

$\left(\frac{dE}{dh} \rightarrow \max \text{ bzw. } V_R \rightarrow \max \right)$ der

günstigste Neigungswinkel der Flugbahn berechnet. Die Winkel hängen unter anderem von der Geschwindigkeit und der Gleitzahl ab.

Es soll nun angenommen werden, dass die für den stationären Flug aufgenommenen Polaren auch für die angegebenen instationären Flugbewegungen gelten. Es soll also $\varepsilon = \varepsilon(V)$ gesetzt werden.

3.1 Maximaler Energiegewinn pro Höhe

Im Abschnitt 1 wurde zu fest vorgegebenen ε und V der günstigste Anstiegswinkel aus der Gleichung (8)

$$\sin 3\alpha = \frac{g \cdot \varepsilon}{v \cdot u} \cdot \cos \alpha$$

bestimmt.

Für die günstigste Fluggeschwindigkeit erhalten wir aus der Bedingung

$$\frac{d}{dv} \left(\frac{dE}{dh} \right) = 0$$

die Beziehung

$$\frac{d\varepsilon}{dv} = \frac{u}{g} \sin \alpha \cos \alpha. \quad (16)$$

Mit (8) und (16) haben wir zwei Gleichungen zur Bestimmung von α und v .

Eliminieren wir aus (8) und (16) α so erhalten wir

$$\varepsilon \cdot \frac{d\varepsilon}{dv} \left(1 + \frac{v}{\varepsilon} \cdot \frac{d\varepsilon}{dv} \right)^3 = \frac{u^2}{g^2} \quad (17)$$

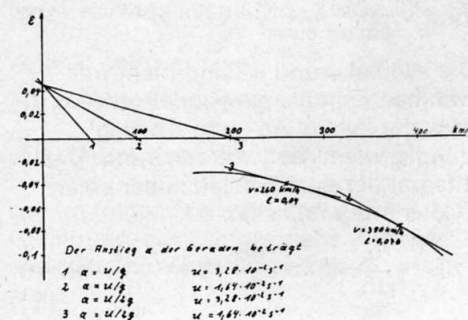
Diese Gleichung ist für eine numerische Behandlung sehr umständlich.

Es soll die Näherung $\alpha = 45^\circ$ eingeführt werden. Wie die Ergebnisse in Abschnitt 1 zeigen, ist diese Annahme gerechtfertigt. Gleichung (16) lautet damit

$$\frac{d\varepsilon}{dv} = \frac{1}{2} \frac{u}{g} \quad (18)$$

Die Auswertung erfolgt nach folgendem Verfahren:

Abb. 5



Der Wert $a = \frac{1}{2} \frac{u}{g}$ wird für die ent-

sprechenden Werte u die Grösse a berechnet. Eine Gerade mit dem Anstieg $a/y = av + b$ (b beliebig) wird so lange verschoben, bis sie die Kurve $\varepsilon = \varepsilon(V)$ berührt. Im Berührungspunkt ist Gleichung (18) erfüllt.

Mit den erhaltenen Werten für ε und V können alle interessierenden Grössen berechnet werden (Abb. 5). Die so ermittelten Geschwindigkeiten sind etwas zu gross, da $\frac{1}{2}$ das Maximum der Funktion $\sin \alpha \cdot \cos \alpha$ ist.

Für $U = 3,28 \cdot 10^{-2} \text{ S}^{-1}$ ergibt sich die günstigste Geschwindigkeit von 390 km/h. Die Gleitzahl beträgt dabei $1/13$. Der günstigste Anstiegswinkel ist 37° . Unsere Voraussetzung $\alpha = 45^\circ$ ist näherungsweise erfüllt. Die übrigen Werte lauten

$$\frac{dE}{dh} = 0,14 \text{ Mg}$$

$$\frac{dE}{dt} = 9 \text{ Mg m/s}$$

Das entspricht einem Steigen von 9 m/s in der Thermik. Der Gewinn durch das Erhöhen der Fluggeschwindigkeit ist beträchtlich.

Mit sinkender Windscherung vermindert sich die optimale Fluggeschwindigkeit. Die günstigsten Werte sollen noch für $u = 1,64 \cdot 10^{-2} \text{ S}^{-1}$ angegeben werden:

$$V = 260 \text{ km/h}$$

$$\alpha = 40^\circ$$

$$\frac{dE}{dh} = 0,0027 \text{ Mg}$$

$$\frac{dE}{dt} = 1,3 \text{ Mg m/s}$$

3.2 Maximale Reisegeschwindigkeit

Die Reisegeschwindigkeit berechnet sich nach Abschnitt 2 (15) aus

$$V_R = v \left(1 - \frac{g\varepsilon}{v \cdot u} \right)$$

Die Bedingung $\frac{dV_R}{dv} = 0$ liefert für die

günstigste Fluggeschwindigkeit die Bestimmungsgleichung

$$\frac{d\varepsilon}{dv} = \frac{u}{g} \quad (19)$$

Diese Gleichung unterscheidet sich gegenüber (18) nur um den Faktor 2.

Die Auswertung erfolgt analog den Ausführungen im Kapitel 3.1. Aus Abb. 5 ist sofort zu entnehmen, dass für $u = 1,64 \cdot 10^{-2} \text{ S}^{-1}$ die günstigste Geschwindigkeit 390 km/h ist, während für $u = 3,28 \cdot 10^{-2} \text{ S}^{-1}$ die höchstzulässige Geschwindigkeit zu fliegen ist. In dem angegebenen

Bereich bleibt $\frac{d\varepsilon}{dv}$ stets kleiner als $\frac{u}{g}$.

Die mit der Näherung (15) errechneten Geschwindigkeiten liegen etwas über der in Wirklichkeit optimalen Geschwindigkeit.

Es ergeben sich folgende Werte: für $u = 3,28 \cdot 10^{-2} \text{ S}^{-1}$ wird $V = 440 \text{ km/h}$ gewählt.

Die Reisegeschwindigkeit beträgt $V_R = 320 \text{ km/h}$ und für die Neigungswinkel erhält man $\alpha = 75^\circ$, $\alpha^* = 15^\circ$.

Nach (19) erhält man für $U = 1,64 \cdot 10^{-2} \text{ S}^{-1}$ eine Fluggeschwindigkeit von 390 km/h ($V_R = 115 \text{ km/h}$, $\alpha = 57^\circ$, $\alpha^* = 33^\circ$).

Infolge der schlechten Näherung liegt dieser Wert bereits etwas weiter vom optimalen Wert entfernt. Für z.B. $V = 300 \text{ km/h}$ beträgt die Reisegeschwindigkeit bereits 145 km/h .

4. Das Fliegen im Jetstream

Die durchgeführten Abschätzungen zeigen, dass es prinzipiell möglich sein müsste, im Bereich der starken Windscherung im Jetstream längere Segelflüge durchzuführen. Das Fliegen wird sich allerdings von der herkömmlichen Art unterscheiden. Es sind wesentlich mehr Parameter vom Piloten zu beachten. Beim Thermik- und Wellenflug zeigt uns das Variometer bzw. Tevar an, wie wir uns zu verhalten haben. Beim Fliegen im Jetstream kommen zu der in diesem Beitrag untersuchten Wirkung der Windscherung noch als wesentliche Faktoren die starke Turbulenz und die stationären Auf- und Abwinde hinzu. Dem Piloten sollte auf alle Fälle ein Hilfsmittel zur Verfügung stehen, das es ihm ermöglicht, die Wirkung von Aufwind und Windscherung zu separieren. Es wäre eine grosse Hilfe, wenn der Wert U gemessen werden könnte. Das gelingt eventuell mittels (5). Wir schreiben diese Gleichung in der Form

$$\frac{dv}{dt} + g \sin \alpha = v u \cos \alpha \sin \alpha - g \varepsilon.$$

$$\frac{dv}{dt} \text{ und } g \cdot \sin \alpha \text{ haben unterschiedli-$$

ches Vorzeichen. Die Grösse $\frac{dv}{dt}$ lässt

sich prinzipiell durch Differenzieren der Geschwindigkeitsangaben nach dem Variometerprinzip messen. $g \sin \alpha$ ist die Beschleunigung in Bahnrichtung. Sie lässt sich bestimmen, indem die Hangabtriebskraft einer Masse gemessen wird, die sich nur in Flugzeuglängsrichtung bewegen kann. Die Differenz beider Angaben ist ein Mass für die infolge der Windscherung auftretende zusätzliche Beschleu-

nigung, vermindert um die Verzögerung durch den Luftwiderstand.

Diese Differenz ist unabhängig von vorhandenen stationären Auf- und Abwinden. Brauchbare Ergebnisse sind voraussichtlich nur während starker Verzögerungs- und Beschleunigungsphasen zu erhalten. Besitzt der Bahnneigungswinkel die Grössenordnung von 45° , so ist $g \varepsilon$ in dieser Phase zu vernachlässigen und man kann Rückschlüsse auf den Wert der Windscherung ziehen. Für den Piloten liefert die Anzeige

$$D = \frac{dv}{dt} + g \sin \alpha \text{ folgende Hinweise:}$$

1. Während eines Bahnneigungsfluges ist sowohl D als auch

$$\frac{dE}{dh} \text{ bzw. } \frac{dE}{dt} \text{ positiv.}$$

Das ist ein Zeichen dafür, dass der Energiegewinn eine Folge der vorhandenen Windscherung ist. Es ist ein Flugmanöver entsprechend den oben diskutierten Varianten durchzuführen. Ist D und $\frac{dE}{dh}$ bzw. $\frac{dE}{dt}$ negativ,

$$\text{so ist die Flugrichtung umzukehren.}$$

2. D ist null, $\frac{dE}{dh}$ bzw. $\frac{dE}{dt}$ positiv. Der

Energiegewinn ist in diesem Fall auf stationäres Steigen zurückzuführen. Es ist zu Kreisen oder geradeaus zu fliegen. Der Magen des Piloten wird für diesen Entschluss dankbar sein.

3. D ist positiv und $\frac{dE}{dt}$ kleiner als null:

Der Energiegewinn infolge der Windscherung wird durch starke Abwinde zunichte gemacht. Der Pilot hat das Flugmanöver mit wechselndem An- und Absteigen weiter durchzuführen.

Es soll nochmals darauf hingewiesen werden, dass zum Bestimmen der Windscherung Flüge auf stark geneigter Bahn durchgeführt werden müssen. Ein Streckenflug im Jetstream könnte folgendermassen verlaufen: Der Start erfolgt in der Leewelle. In gewissen, vom Meteorologen vorgeschlagenen Höhen wird ein Bahnneigungsflug von $40-45^\circ$ eingenommen und die Grösse D beobachtet. Ist sie stark von null verschieden, so kann die Welle verlassen und mit dem Zyklus An- und Abstieg begonnen werden. Solange D ungleich null ist, fliegt man in einer Zone starker

Windscherung. Selbst wenn $\frac{dE}{dh}$ bzw. $\frac{dE}{dt}$

kleiner als null ist, so ist das kein Grund zur Unruhe. Ist D gleich null und

$\frac{dE}{dh}$ oder $\frac{dE}{dt}$ positiv, so ist zu kreisen

oder geradeaus zu fliegen. Lässt das Steigen nach, ist wieder ein Bahnneigungsflug zu beginnen, um Gebiete mit starker Windscherung zu suchen. Das ist so lange durchzuführen, bis der Jetstream verloren wurde. Danach geht es in geringerer Höhe in der Thermik weiter. Es ist zu erwarten, dass infolge der hohen Windgeschwindigkeit im Jetstream (bis zu 200 km/h) und der hohen Reisegeschwindigkeit gegenüber Luft (dieser Abschätzung zufolge bis zu 300 km/h) sehr hohe Geschwindigkeiten gegenüber Grund (bis zu 500 km/h) erzielt werden können. Die erhaltenen Zahlenwerte stellen eine grobe Schätzung dar. Sie lassen aber erkennen, dass dem dynamischen Segelflug mehr Aufmerksamkeit geschenkt werden sollte. Alle erhaltenen Beziehungen zeigen, dass es günstig ist, recht schnelle Flugzeuge zum Fliegen im Jetstream zu benutzen. Für Versuchsflüge im Jetstream sind deshalb Strahltrainer sehr günstig. Die gegenüber Segelflugzeugen schlechtere Gleitzahl wird durch ihre höhere Geschwindigkeit kompensiert. Sie gelangen ohne Schwierigkeit in die erforderlichen Höhen und mit ihnen können auch die etwas komplizierten Figuren geflogen werden.

Zusammenfassung

Die sehr weitgehende Idealisierung des dynamischen Segelfluges gestattet es, das Problem analytisch vollständig zu behandeln.

Der Einfluss der Windscherung, der Fluggeschwindigkeit, der Gleitzahl und des Bahnneigungswinkels auf

$$\frac{dE}{dh} \text{ und } \frac{dE}{dt} \text{ wird berechnet. Weiter}$$

wird eine Beziehung für die im Jetstream zu erwartende Reisegeschwindigkeit abgeleitet. Für angegebene Werte werden die günstigste Fluggeschwindigkeit und der optimale Bahnneigungswinkel bestimmt. Die im Jetstream zu erwartenden Reisegeschwindigkeiten und Energiegewinne werden zahlenmässig abgeschätzt. In der Arbeit werden einige Hilfsmittel für den Piloten beim Fliegen im Jetstream vorgeschlagen.

Literatur

- 1 E. R. Reiter: Meteorologie der Strahlströme (Springer, Wien 1961).
- 2 W. Georgii: Meteorologische Navigation des Segelfluges.
- 3 E. R. Reiter: Die vertikale Struktur des Strahlstromkernes aus Forschungsflügen des Project Jetstream (Berichte des Deutschen Wetterdienstes Nr. 80, 11/1962).