

Flugmechanische und technische Voraussetzungen für den dynamischen Segelflug mit bemanntem Fluggerät

W. Trommsdorff, Dipl. Ing., Dr. phil., DFVLR

Vortrag auf dem 14. OSTIV-Kongress in Waikerie, Australien (1974)

Übersicht

Es wird nach den wünschenswerten Eigenschaften eines bemannten Fluggeräts zur Durchführung des dynamischen Segelfluges bei vorgegebenem gemessenem vertikalem Windgradienten gefragt. Es wird das Flugmanöver des dynamischen Segelfluges beschrieben. Die Bewegungsgleichungen werden abgeleitet.

Es wird ermittelt, dass:

- 1 hohe Fluggeschwindigkeit (hohe Flächenbelastung),
- 2 grosses Verhältnis zwischen zulässiger Höchstgeschwindigkeit und zulässiger Geringstgeschwindigkeit (Überziehgeschwindigkeit),
- 3 das Gleitzahlverhalten (die Polare) moderner Hochleistungsflugzeuge,
- 4 Festigkeitseigenschaften, die hohe Belastungen (möglichst 6 bis 8 g) erlauben, Voraussetzungen für die Durchführung des dynamischen Segelfluges mit bemanntem Fluggerät sind.

Es wird an einem Beispiel gezeigt, dass der Nimbus 2 im Windgradienten des Münchner «low level jet» bei einem Manöver von 20,65 s Dauer, 50,96 m Höhe gewinnt (mittleres Steigen $2,47 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$) und dass dabei 12,26 Sekunden lang die Beschleunigung von 2 g ertragen werden muss, entsprechend einem Kurvenflug mit 60° Querlage.

Summary

The desirable properties of a manned flight vehicle are investigated for the execution of dynamic soaring flight in the presence of a given measured vertical wind gradient.

The flight manoeuvre of dynamic soaring flight is described. The equations of motion are derived.

It is found that:

- 1 a high flight velocity (high wing loading),
- 2 a large ratio of allowable maximum velocity to allowable low velocity (stalling speed),
- 3 the gliding angle (polar curve) of modern high performance sailplanes,
- 4 a structural strength, allowing high stresses (preferably 6 g to 8 g) are

the prerequisites for the execution of dynamic soaring flight with a manned flight vehicle.

An example is given, showing that the Nimbus 2 in the wind gradients of the Munich low level jet gains a height of 50.96 m in a manoeuvre of 20.65 seconds duration (mean rate of climb $2.47 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$) and that in the course of this an acceleration of 2 g has to be withstood for 12.26 seconds, corresponding to a banked flight with 60° angle of bank.

0. Vorbemerkung

Der dynamische Segelflug ist schon in den frühen zwanziger Jahren Gegenstand der Diskussion auf der Rhön gewesen. Von Loessl hatte sein Flugzeug in Hinblick auf den dynamischen Segelflug in turbulenter Luftströmung konzipiert. Klemperer, Prandtl, von Karman, Idrac und andere haben Beiträge zur Theorie des dynamischen Segelfluges erbracht.

Wenn es trotz dieser Untersuchungen, die die mögliche Durchführbarkeit des dynamischen Segelfluges theoretisch begründeten und die den dynamischen Segelflug des Albatros interpretierten, nicht zum dynamischen Segelflug mit bemannten Fluggerät gekommen ist, so lag das zweifellos daran, dass der Aufwindsegelflug eine derartig stürmische und erfolgreiche Entwicklung genommen hat, dass der dynamische Segelflug daneben kaum mehr Interesse beanspruchen konnte.

Erst in allerletzter Zeit ist die Diskussion um den dynamischen Segelflug wieder in Bewegung geraten. Die ausgezeichneten und umfangreichen Arbeiten von Clarence D. Cone und von Ferdinand Hendriks, beide USA, haben das Phänomen des Albatrosfluges befriedigend interpretiert und die Theorie der Flugmechanik des dynamischen Segelfluges durch Flugbahnanalysen erweitert. Unter Leitung von Professor Quick, Aachen, in Erfüllung einer letztwilligen Verfügung von Ferdinand Schmetz und unter Förderung durch dessen Witwe, Frau Anneliese Schmetz, hat eine deutsche Gruppe die Möglichkeiten des dynamischen Segelfluges in einem Windfeld mit vertikalem Ge-

schwindigkeitsgradienten mit bemanntem Fluggerät untersucht. Aus dieser Untersuchung sollen Ergebnisse mitgeteilt werden.

1. Aufgabe der Untersuchung

Zu Beginn der Untersuchung, im November 1969, wurden in einem von Professor Quick geleiteten Ausschuss, folgende Fragen gestellt:

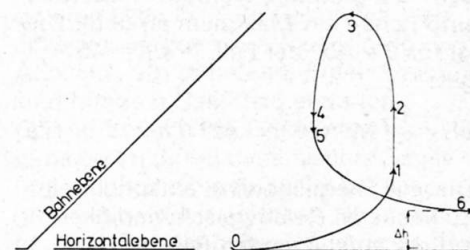
- 1.1 Wie sieht die Flugfigur des dynamischen Segelfluges in einem Windfeld mit vertikalem Windgradienten aus?
- 1.2 Welche Eigenschaften muss ein Fluggerät haben, um für den dynamischen Segelflug besonders geeignet zu sein?
- 1.3 Werden die Belastungen des Piloten beim dynamischen Segelflug aus der Sicht der Flugmedizin tragbar sein?
- 1.4 Wo werden wir in der Atmosphäre Windfelder mit vertikalem Windgradienten vorfinden? Wie stark sind die vertikalen Windgradienten?

Eine unmittelbare Nachahmung des dynamischen Segelfluges des Albatros im Windsprung der Grenzschicht an der Meeresoberfläche ist dabei auszuschliessen, da die Flugfigur des Albatros mit einer mit Höchstgeschwindigkeit in unmittelbarer Bodennähe durchflogenen Steilkurve mit bemanntem Fluggerät nicht nachgeahmt werden kann.

2. Das Manöver

Beim dynamischen Segelflug, dem dynamischen Segelflug des Albatros nachempfunden, führt das Flugzeug periodisch wiederholt eine Folge von Bewegungen aus. Diese periodisch wiederholte Bewegungsfolge werde Manöver genannt. Der dynamische Segelflug ist dann durchführbar, wenn während des Manövers der Energiegewinn aus der zweckmässigen Bewegung im Windgradienten gleich oder grösser ist, als Energie für die Schwebelage während des Manövers verbraucht wird. Das Manöver zerfällt in sechs Phasen:

Abb. 1



- 0 bis 1 Untere Wende, aufsteigender Ast
- 1 bis 2 Gerade Aufstiegsbahn
- 2 bis 3 Obere Wende, aufsteigender Ast
- 3 bis 4 Obere Wende, absteigender Ast
- 4 bis 5 Gerade Abstiegsbahn
- 5 bis 6 Untere Wende, absteigender Ast

Das Flugzeug hat bei dem Manöver die Höhe Δh gewonnen. Anfangspunkt 0 des Manövers und

Endpunkt 6 sind auch horizontal gegeneinander versetzt. Alle Bewegungen des Manövers finden in einer Bahnebene statt, die um 45° gegen die Horizontalebene geneigt ist. Die Schnittgerade zwischen Bahnebene und Horizontalebene steht senkrecht zur Windrichtung. Die Windgeschwindigkeit nimmt mit der Höhe zu. Das Manöver ist beendet, wenn das Flugzeug seine Ausgangsgeschwindigkeit nach Grösse und Richtung wieder erreicht hat.

3. Das Windfeld des dynamischen Segelfluges

Es werde ein Windfeld angenommen, in dem die Windrichtung überall gleich sei. Die Windgeschwindigkeit nehme mit der Höhe gleichmässig zu. Die Zunahme der Windgeschwindigkeit nach der Höhe, der Windgradient ω sei im ganzen Windfeld überall gleich gross.

$$\omega = \frac{dw}{dh} [s^{-1}]; \quad (1)$$

w Windgeschwindigkeit [$m \cdot s^{-1}$]
h Höhe [m]

4. Die geradlinige Aufstiegsbahn

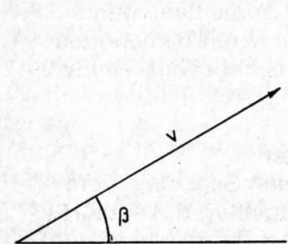


Abb. 2

Der Energiegewinn beim Aufstieg gegen den Wind beträgt:

$$\partial E = \omega \cdot \sin\beta \cdot \cos\beta \cdot M \cdot v^2 \cdot \partial t; \quad (2)$$

E Energie [kp · m]

β Bahnneigungswinkel [°]

M Masse des Segelflugzeugs [kp s² · m⁻¹]

v Relativgeschwindigkeit des Segelflugzeugs bezogen auf die umgebende Luft [$m \cdot s^{-1}$]

Der sekundliche Energiegewinn ist dann am grössten, wenn der Ausdruck $\sin\beta \cdot \cos\beta$ ein Maximum erreicht. Das ist für $\beta = 45^\circ$ der Fall. Für $\beta = 45^\circ$ gilt:

$$\partial E = \frac{1}{2} \cdot M \cdot v^2 \cdot \omega \cdot \partial t \quad (2a)$$

Diesem Energiegewinn entspricht ein Zuwachs an Relativgeschwindigkeit auf der aufsteigenden Bahn:

$$\partial v_1 = \omega \cdot v \cdot \sin\beta \cdot \cos\beta \cdot \partial t \quad (3)$$

bzw. für $\beta = 45^\circ$

$$\partial v_1 = \frac{1}{2} \cdot \omega \cdot v \cdot \partial t \quad (3a)$$

Auf der aufsteigenden Bahn werden an weiteren Geschwindigkeitsänderungen wirksam, die Geschwindigkeits-

minderung durch die Bewegung im Schwerefeld $\partial v_2 = -g \cdot \sin\beta \cdot \partial t$ und die Geschwindigkeitsminderung durch die

$$\text{Schwebeleistung } \partial v_3 = -\frac{g}{\epsilon} \cdot \cos\beta \cdot \partial t.$$

Die für den Flugzustand wirksame Gleitzahl ϵ wird aus der Flugzeugpolare für eine Bezugsgeschwindigkeit v^* entnommen, wobei v^* nach der Gleichung (4) aus dem geforderten wirksamen Auftrieb A [kp] und der Fluggeschwindigkeit v errechnet wird

$$v^* = v \cdot \sqrt{\frac{g \cdot M}{A}} \quad (4)$$

Der Quotient v^*/v ist auf der um 45° ansteigenden Aufstiegsbahn gleich 1,1892.

Damit kann die Geschwindigkeitsänderung auf der Aufstiegsbahn errechnet werden:

$$dv = (\omega \cdot v \cdot \sin\beta \cdot \cos\beta - g \cdot \sin\beta \quad (5)$$

$$- \frac{g}{\epsilon} \cdot \cos\beta) \cdot dt$$

bzw. für $\beta = 45^\circ$

$$dv = \left[\frac{1}{2} \cdot \omega \cdot v - g \frac{\sqrt{2}}{2} \cdot \left(1 + \frac{1}{\epsilon}\right) \right] \cdot dt \quad (5a)$$

Analog errechnen sich die Geschwindigkeitsänderungen auf der optimalen geradlinigen Abstiegsbahn, Abstieg in

Windrichtung:

$$dv = (\omega \cdot v \cdot \sin\beta \cdot \cos\beta + g \cdot \sin\beta \quad (6)$$

$$- \frac{g}{\epsilon} \cdot \cos\beta) \cdot dt$$

bzw. für $\beta = 45^\circ$

$$dv = \left[\frac{1}{2} \cdot \omega \cdot v + g \frac{\sqrt{2}}{2} \cdot \left(1 - \frac{1}{\epsilon}\right) \right] \cdot dt \quad (6a)$$

Den numerischen Integrationen ist die Polare eines modernen Hochleistungssegelflugzeugs zugrunde gelegt

worden. Abb. 3. Polare eines Hochleistungssegelflugzeugs (Nimbus 2). Für die Berechnung in einer elektronischen Rechenmaschine wurde die Abhängigkeit der Gleitzahl ϵ von der Horizontalfluggeschwindigkeit v^* durch eine Funktion dargestellt:

$$\epsilon = -0,0773 z^4 + 0,9858 z^3 - 4,0427 z^2 + 1,2942 z + 45 \quad (7)$$

$z = \frac{v^* - 25 \cdot m \cdot s^{-1}}{5 \cdot m \cdot s^{-1}}$ in den Grenzen

$$v^* = 20 \cdot m \cdot s^{-1} \text{ und } v^* = 67,5 \cdot m \cdot s^{-1}$$

Abb. 3 zeigt die Gleitzahl ϵ als Funktion der Horizontalfluggeschwindigkeit (Holighaus)

$$z = \frac{v^* - 25 \cdot m \cdot s^{-1}}{5 \cdot m \cdot s^{-1}} \text{ in den Grenzen}$$

$$v^* = 20 \cdot m \cdot s^{-1} \text{ und } v^* = 67,5 \cdot m \cdot s^{-1}$$

$$v^* = 20 \cdot m \cdot s^{-1} \text{ und } v^* = 67,5 \cdot m \cdot s^{-1}$$

$$v^* = 20 \cdot m \cdot s^{-1} \text{ und } v^* = 67,5 \cdot m \cdot s^{-1}$$

$$v^* = 20 \cdot m \cdot s^{-1} \text{ und } v^* = 67,5 \cdot m \cdot s^{-1}$$

$$v^* = 20 \cdot m \cdot s^{-1} \text{ und } v^* = 67,5 \cdot m \cdot s^{-1}$$

$$v^* = 20 \cdot m \cdot s^{-1} \text{ und } v^* = 67,5 \cdot m \cdot s^{-1}$$

$$v^* = 20 \cdot m \cdot s^{-1} \text{ und } v^* = 67,5 \cdot m \cdot s^{-1}$$

$$v^* = 20 \cdot m \cdot s^{-1} \text{ und } v^* = 67,5 \cdot m \cdot s^{-1}$$

$$v^* = 20 \cdot m \cdot s^{-1} \text{ und } v^* = 67,5 \cdot m \cdot s^{-1}$$

$$v^* = 20 \cdot m \cdot s^{-1} \text{ und } v^* = 67,5 \cdot m \cdot s^{-1}$$

5. Energiebilanz auf der geradlinigen Aufstiegsbahn.

Folgerungen

Die Energieänderung auf der geradlinigen Aufstiegsbahn (auf der geradlinigen Abstiegsbahn) setzt sich zusammen aus dem in (2a) beschriebenen Energiegewinn durch Bewegung im Windfeld und einem Energieverlust durch Schwebeleistung:

Für $\beta = 45^\circ$ gilt:

$$\frac{dE}{dt} = M \cdot (v^2 \cdot \omega \cdot \frac{1}{2} - v \cdot g \cdot \frac{\sqrt{2}}{2} \cdot \frac{1}{\epsilon}) \quad (8)$$

$$\frac{dE}{dt} = M \cdot (v^2 \cdot \omega \cdot \frac{1}{2} - v \cdot g \cdot \frac{\sqrt{2}}{2} \cdot \frac{1}{\epsilon})$$

Nur dann kann ein Fluggerät dynamisch segeln, wenn die Bedingung erfüllt ist:

$$\omega \cdot \int_{v_1}^{v_2} \frac{v^2}{2} \cdot dv \geq g \cdot \frac{\sqrt{2}}{2} \cdot \int_{v_1}^{v_2} \frac{v}{\epsilon} \cdot dv \quad (9)$$

$$\omega \cdot \int_{v_1}^{v_2} \frac{v^2}{2} \cdot dv \geq g \cdot \frac{\sqrt{2}}{2} \cdot \int_{v_1}^{v_2} \frac{v}{\epsilon} \cdot dv$$

In dieser Beziehung kommt die für den Aufwindsegelflug so wichtige Sinkgeschwindigkeit nicht vor.

Für den Energiegewinn eines Fluggeräts in einem Windfeld mit einem Gradienten ω ist der wichtige Parameter die Geschwindigkeit v des Flugzeugs. Weitere wünschenswerte Eigenschaften sind eine gute Gleitzahl ϵ und ein grosser Geschwindigkeitsbereich.

6. Aufstiegsbahnen

Das Ergebnis einer numerischen Integration der Gleichung (6a) unter der Benutzung der Segelflugzeugpolare nach Abbildung 3 zeigt die Abbildung 4. Ein Windgradient $\omega = 0,05 \text{ s}^{-1}$, wie er von Weber im «low level jet» gemessen wurde, ist der Berechnung zugrunde gelegt. Die Abbildung zeigt den zeitlichen Verlauf der Geschwindigkeit v, der Höhe h und der Totalhöhe h*.

$$(10) \quad h^* = h + \frac{v^2}{2 \cdot g}$$

In der Abbildung 5 sind für verschiedene Windgradienten ω aber für dasselbe Baumuster die Ergebnisse der Berechnungen von Aufstiegsbahnen wiedergegeben. Die Zusammenstellung zeigt, dass bei Gradienten ω kleiner als $0,014 \text{ s}^{-1}$ mit diesem Baumuster kein Energiegewinn mehr zu erzielen ist.

Sollen die räumlich sehr ausgedehnten und zeitlich über mehrere Tage bestehenden Windgradienten genutzt werden, die die Temperaturinversionen bei Hochdrucklagen begleiten, $\omega = 0,006 \text{ s}^{-1}$, so müsste ein Segelflugzeug höherer Geschwindigkeit gebaut werden mit einer Flächenbelastung von 60 kp/m^2 mit Flüssigkeitsballast 80 kp/m^2 einem Geschwindigkeitsbereich von 4:1 und einer so hohen Festigkeit, dass 8 g auch bei Bögigkeit vertragen werden.

7. Wenden

Die geraden Bahnen, Aufstiegsbahn und Abstiegsbahn müssen durch gekrümmte Bahnstücke, die obere Wende

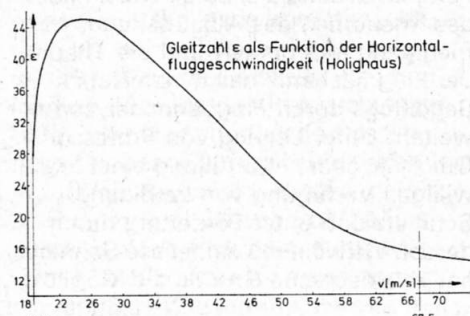


Abb. 3

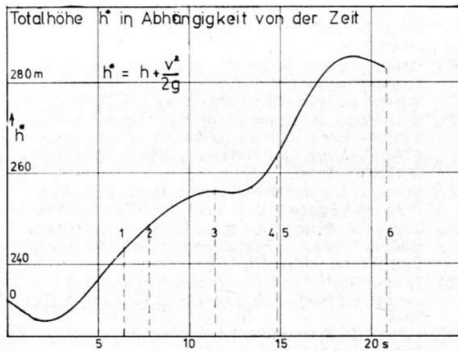


Abb. 4

MANÖVER - DYNAMICAL SOARING

No.	t (s)	ψ (°)	v (m/s)	h (m)	W = 0,06 s ⁻¹ v ² /2g (m)	h*	E R (m)	λ
00	0	270	67,50	0,00	232,22	232,22	26,1 399,1	2,00
01	1,02	280	66,54	4,18	229,68	229,68	26,6 379,9	"
02	1,98	290	64,62	15,61	221,84	227,45	28,0 318,6	"
03	2,84	300	62,14	31,89	196,83	228,72	30,0 288,7	"
04	3,60	310	59,37	50,50	179,66	230,16	32,1 241,0	"
05	4,27	320	56,53	69,66	162,88	232,54	34,1 201,1	"
06	4,85	330	53,73	88,30	147,18	235,48	36,0 170,0	"
07	5,38	340	50,99	105,98	132,52	238,40	37,9 146,5	"
08	5,96	350	48,35	122,71	119,14	241,85	39,5 128,3	2,00
09	6,41	360	45,80	137,58	106,91	244,49	41,1 114,3	1,20
10	7,80	0	37,52	178,41	71,74	250,15	34,0 150,1	"
21	9,51	30	27,15	216,19	37,58	259,77	41,0 73,6	"
22	10,67	60	21,77	230,62	24,16	254,78	45,0 38,4	"
30	11,41	90	21,00	233,67	22,48	256,15	38,8 26,8	"
31	12,14	120	22,19	230,71	25,10	255,81	40,2 37,4	"
32	13,30	150	28,18	216,02	40,47	256,49	45,0 78,1	"
40	14,80	180	41,99	172,07	91,56	263,63	34,9 193,3	1,20
50	14,80	180	41,99	172,07	91,56	263,63	43,7 93,6	2,00
51	15,78	210	52,12	140,58	138,94	279,52	37,2 159,1	"
52	17,77	240	62,77	83,70	200,78	284,48	29,3 296,4	"
53	20,65	270	67,50	51,96	232,22	284,18	26,8 399,1	2,00

51,96 m Höhengewinn in 20,65 s. entspricht mittlerem steigen von 2,5 m · s⁻¹

51,96 m height gain in 20,65 s. gives a mean rate of climb of 2,5 m · s⁻¹

Abb. 5

und die untere Wende miteinander verbunden werden. Auf diesen Bahnstücken wird weniger Energie aus dem Windfeld gewonnen, mehr Energie wird durch Schwebelageleistung verbraucht. Kurze energie-sparnde Wendungen sind mit hohen Beschleunigungen verbunden, die sowohl den Piloten belasten als auch die Festigkeit des Fluggeräts beanspruchen.

Es lässt sich zeigen, dass die Wendungen am energie-günstigsten auf Flugbahnen verlaufen, die in einer Ebene liegen, die um 45° gegen die Horizontalebene geneigt ist und deren Schnittgerade mit der Horizontalebene senkrecht zur Windrichtung steht. Zur Beschreibung des Bewegungsvorganges wird ein Winkel Φ eingeführt. Der Radiusvektor R der Bahnkrümmung schliesst mit der Schnittgeraden zwischen Horizontalebene und der (um 45° geneigten) Bahnebene den Winkel Φ ein.

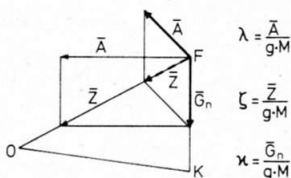


Abb. 6

Die Abbildung 6 zeigt ein Bahnelement der gekrümmten Bahn, das durch den Krümmungskreis ersetzt ist. Der Geschwindigkeitsvektor \bar{v} lässt sich zerlegen

$$\begin{aligned} v_x &= v \cdot \cos \Phi \cdot \cos \gamma \\ v_y &= v \cdot \cos \Phi \cdot \sin \gamma \\ v_z &= -v \cdot \sin \Phi \end{aligned} \quad (11)$$

Wobei γ der Winkel zwischen Horizontalebene und Bahnebene ist. Der Energiegewinn im Windfeld wird durch die Geschwindigkeitskomponente $\bar{v}_x + \bar{v}_y = v \cdot \cos \Phi$ bestimmt, er beträgt:

$$\partial E = \omega \cdot \cos^2 \Phi \cdot \sin \gamma \cdot \cos \gamma \cdot M \cdot v^2 \partial t \text{ für } \gamma = 45^\circ \quad (12)$$

$$\partial E = \omega \cdot \cos^2 \Phi \cdot M \cdot \frac{v^2}{2} \partial t \quad (12a)$$

Der Geschwindigkeitszuwachs durch Bewegung im Windfeld schreibt sich $\partial v_1 = \omega \cdot \cos^2 \Phi \cdot \sin \gamma \cdot \cos \gamma \cdot v \cdot \partial t$ für $\gamma = 45^\circ$

$$\partial v_1 = \omega \cdot \cos^2 \Phi \cdot \frac{v}{2} \partial t \quad (16a)$$

Die gesamte Geschwindigkeitsänderung unter Berücksichtigung der Bewegung im Schwerfeld und unter Berücksichtigung der Schwebelageleistung beträgt bei $\gamma = 45^\circ$:

$$\frac{dv}{dt} = \omega \cdot \cos^2 \Phi \cdot \frac{v}{2} - g \cdot \frac{\sqrt{2}}{2} \cdot \cos \Phi - \frac{g}{\epsilon} \cdot \sqrt{\frac{1 + \sin^2 \Phi}{2}} \quad (17)$$

Zur vollständigen Beschreibung des Vorganges auf eine Wende fehlt noch eine Beziehung. Als weitere Parameter werden benannt:

$$\lambda = \frac{\bar{A}}{g \cdot M} \quad (18)$$

λ Das Vielfache der Erdbeschleunigung, der Flugzeug und Pilot während der Wende ausgesetzt sind.

$$\zeta = \frac{\bar{Z}}{g \cdot M} \quad (19)$$

ζ Das Vielfache der Erdbeschleunigung das als Zentripetalbeschleunigung auf der gekrümmten Flugbahn wirksam wird, und

$$\kappa = \frac{\bar{G}_n}{g \cdot M} \quad (20)$$

κ der vektorielle Anteil der Schwerbeschleunigung g_n , der senkrecht zur Bewegungsrichtung \bar{v} wirksam wird und der in einer senkrecht auf der Horizontalebene stehenden Ebene verläuft

$$\kappa = \frac{\sqrt{1 + \sin^2 \Phi}}{2}$$

Wenn als Forderung aufgestellt wird, dass

$$\bar{Z} = \bar{A} + \bar{G}_n \quad (22)$$

in der Bahnebene verläuft (dass keine Kraft auftritt, die das Flugzeug aus der um 45° geneigten Bahnebene bringt), dann lassen sich λ und ζ durch die Beziehung verknüpfen:

$$\zeta = \frac{\sin^2 \Phi}{2} \cdot \frac{1 + \sin^2 \Phi}{2} \cdot \sqrt{2} \pm \sqrt{\left(\frac{\sin^2 \Phi}{2} \cdot \frac{1 + \sin^2 \Phi}{2} \cdot \sqrt{2}\right)^2 - \frac{1 + \sin^2 \Phi}{2} + \lambda^2}$$

Damit ist die Geometrie der gekrümmten Flugbahn auf der Wende festgelegt. Der Krümmungsradius R errechnet sich

$$R = \frac{v^2}{\zeta \cdot g} \quad (24)$$

und

$$dt = \frac{d\Phi \cdot R}{v} \quad (25)$$

$d\Phi$ im Bogenmass

Es sind für eine Flugbahnberechnung vorgegeben:

ω der Windgradient = 0,06 (Münchener low level jet)

λ_u das Beschleunigungsvielfache in der unteren Wende = 2

λ_o das Beschleunigungsvielfache in der oberen Wende = 1,2

$\epsilon = f(v^*)$ Die Polare des Nimbus 2 Die Höchstgeschwindigkeit bei 1 und 6 $v_{max} = 67,5 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$

Die Geringstgeschwindigkeit bei 3 $v_{min} = 21 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$

Dann ergibt sich als Ergebnis der numerischen Integration des Gleichungssystems die Zahlentafel.

8. Schlussfolgerung

Aus dieser Zahlentafel ist zu ersehen, dass der Nimbus 2 im Münchener low level jet (Gradient $\omega = 0,06 \text{ s}^{-1}$) bei einem Manöver von 20,65 s 50,96 m an Höhe gewinnt (siehe Tabelle). Dieser Höhengewinn entspricht einem mittleren Steigen von 2,47 $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$. Die höchste Beschleunigung, die in der unteren Wende 12,26 Sekunden lang ertragen werden muss, beträgt 2 g. Ähnliche, etwas bessere Ergebnisse sind mit dem Calif 2 zu erwarten. Soll im Bereich der Gradienten bis hinunter zu 0,006 dynamischer Segelflug möglich werden, so ist bei der gleichen aerodynamischen Güte heutiger Segelflugzeuge (ϵ grösser als 40; Verhältnis zwischen zulässiger Höchstgeschwindigkeit zu zulässiger Geringstgeschwindigkeit gleich 4) eine höhere Flächenbelastung 60 bis 80 $\text{kp} \cdot \text{je} \cdot \text{m}^2$ und damit eine höhere Geschwindigkeit zu fordern. Ferner sind die Festigkeitseigenschaften so zu steigern, dass 8 g vertragen werden.

Literaturverzeichnis

1. Froude, W.: The Soaring of Birds. Proc. Roy. Soc. Edinburgh, March 19, 1888, auch in Nature, Jan. 3, 1889, p. 230.
2. Lord Rayleigh, J. W. S.: The Sailing Flight of the Albatross. Nature 40, p. 34, 1889.
3. Lord Rayleigh, J. W. S.: The Mechanical Principles of Flight (The Wilde Lecture). Manchester Memoirs, Vol. 44, No. 5, 1899.
4. Bréguet, L.: Le Vol à voile dynamique des oiseaux. Gauthiers-Villars. Paris.
5. Betz, A.: Ein Beitrag zur Erklärung des Segelfluges. ZFM, p. 269, 1912.
6. Sanden, H. von: Über den Auftrieb im natürlichen Winde. Zeitschrift für Math. und Phys. 67, Heft 3, 1912.
7. Knoller, R.: Zur Theorie des Segelfluges. ZFM 25, 1913.
8. Kármán, T. von: Mechanische Modelle zum Segelflug. ZFM 14, pp. 220-223, 1921.
9. Lössl, E. von: Praktische Erfahrungen im dynamischen Segelflug. ZFM, 23. Heft, 13. Jahrgang, 1922, S. 333. Pennycuik, C. J.: Soaring Behaviour and Performance of Some East African Birds, Observed from a Motor-glider. Bottom 300-meter Layer of the Atmosphere. Israel Progr. for Sci. Transl., Jerusalem 1965, N. L. Byzova, editor.
10. Walkden, S. L.: Experimental Study of the Soaring of Albatrosses. Nature 116, pp. 132-134, July 25, 1925.
11. Klemperer, W. B.: Theorie des Segelfluges. Abh. aus dem Aerod. Inst. an der Technischen Hochschule Aachen, Heft 5, 1926.
12. Prandtl, L.: Beobachtungen über dynamischen Segelflug. ZFM 21, p. 116, 1930.
13. Idrac, P.: Etudes expérimentales sur le vol à voile. Vivien, Paris 1931.
14. Kármán, T. von and Tsien, H. S.: A Lifting Line Theory for Wings in Non-uniform Flow. Quart. Appl. Math. 3, p. 1, 1945.
15. Klemperer, W. B.: A Review of the Theory of Dynamic Soaring. OSTIV Publication No. V.
16. Jameson, W.: The Wandering Albatross. William Morrow and Company, New York 1959.
17. Cone, C. D.: Mathematical Analysis of the Dynamic Soaring Flight of the Albatross with Ecological Interpretations. Virginia Inst. of Marine Sci., Special Scientific Report No. 50, 1964.
18. Berger, M. and Göhde, W.: Zur Theorie des Segelfluges von Vögeln über dem Meere. Zool. Jb. Physiol. 71, pp. 217-224, 1965.
19. Volkovitskaya, Z. I. and Mashkova, B. G.: The Wind Profiles and the Turbulence Characteristics in the Bottom 300-meter Layer of the Atmosphere. Israel Progr. for Sci. Transl., Jerusalem 1965, N. L. Byzova, editor.
20. Berger, M. and Berger, C.: Das Meeressegeln des Eissturmvogels (Fulmarus Glacialis). J. für Ornithologie 4, pp. 418-420, 1968.
21. Contensou, P.: Optimisation du vol plané dans un vent horizontal variable (presented at the Congress of Appl. Mech., Stanford Univ., 1968), obtainable from ONERA, Franco.
22. Vrana, J. C.: Dynamic Soaring. Trans. Canadian Aero. and Space Inst. 2, Sept. 1968, pp. 94-106.
23. Tucker, V. A. and Parrott, G. C.: Aerodynamics of Gliding Flight in a Falcon and other Birds. J. Exp. Biol. 52, pp. 345-367, 1970.
24. Trommsdorff, W.: Dynamischer Segelflug; in memoriam Ferdinand Schmetz, DFVLR, Porz-Wahn, 1970.
25. Fritsch, E.: Zum dynamischen Segelflug. OSTIV Publication No. XI.
26. Pennycuik, C. J.: Soaring Behaviour and Performance of Some East African Birds. Observed from a Motor-Glider. Ibis 114, pp. 178-218, 1972.
27. Hendriks, F.: Dynamic Soaring, 1972. University of California.