

Fahrtvariation zur Optimierung der Steiggeschwindigkeit

Dr. H. Reichmann, Sportwissenschaftliches Institut, Saarbrücken

Vortrag auf dem 15. OSTIV-Kongress, Räyskälä, Finnland (1976)

Abstract

Following a historical review on optimum speed techniques, it is pointed out that the influence of the climbing rate in thermals is more important than the influence of an exact inter-thermal speed. If the thermal strength varies, an optimum technique can be used to achieve maximum rate of climb. The straight flight problem is solved exactly, and the solution resembles the "dolphin" technique. In circling flight the analysis of the problem leads to a set of qualitative ground rules for a "tumble flight" (or "swing flight") technique. This technique consists of changes in air speed, load factor and bank angle according to changes in thermal strength. The gain, as computed for certain examples using an ASW-15, may exceed 0.3 m/sec in climbing rate which can be translated into higher cruising speeds.

Zusammenfassung

In einem einfachen Wettermodell (zwei jeweils homogene Luftmassengebiete werden geradeaus durchflogen) wird das Problem der Sollfahrten zur Opti-

mierung der resultierenden mittleren Steiggeschwindigkeit in stationärer Sicht (die Übergangsphasen der Fahrtvariation wurden vernachlässigt) mathematisch gelöst. Die Ergebnisse führen zusammen mit anschliessend aufgezeigten zusätzlichen Einflüssen, die in dem einfachen Modell nicht berücksichtigt wurden, zu Empfehlungen für das Steuerverhalten beim Kreisen in unhomogenen Aufwinden.

Einführung: Die Entwicklung der Sollfahrttheorie

Die theoretischen Ansätze der Fahrtoptimierung beschäftigten sich in der Anfangszeit des Segelfluges mit der Sollfahrt zur Erreichung der grössten Gleitstrecke (Abb. 1 a), ein Problem, das mit fortschreitender Entwicklung der Flugzeugleistungen bald hinter dem hiervon prinzipiell zu unterscheidenden Problem der Geradeausflugfahrt zur Erreichung der grössten Reisegeschwindigkeit (Abb. 1 b) in den Hintergrund trat.

Wolfgang Späte [1], R. Szukiewicz und L. Swarc [2] sowie Witold Kasprzyk [3] leisteten 1938 entscheidende Vorarbeiten an dieser Problematik, Karl Nickel [4] lieferte eine detaillierte Ausarbeitung und Paul MacCready [5] schliesslich den Ring, der die Theorie in einfacher Weise anwendbar machte. Inzwischen ist diese bereits «klassische» Sollfahrttheorie vornehmlich durch René Comte [6] (Abkehr vom «mittleren» Steigen, Präzisierung auf das «Endsteigen», welches gleich dem «Anfangssteigen» und der Ringeinstellung sein muss) und andere Autoren [u. a. 7 bis 15], die sich mit dem sogenannten «Delphinflug» befassten, erweitert, und als Ergebnis der fliegerischen Anwendung auf die verfeinerten Modellannahmen anwendbar bestätigt worden. Vielfach wird in jenen Veröffentlichungen (zudem speziell u. a. in [16] und [17]) darauf hingewiesen, dass sich durch nicht exaktes Einhalten der Sollfahrten im Geradeausflug nur ein relativ geringfügiger Verlust an Reisegeschwindigkeit einstellt, wohingegen die in den Aufwinden erreichbare Steiggeschwindigkeit einen sehr grossen Einfluss auf die erreichbare Reisegeschwindigkeit besitzt.

Man sollte nun erwarten, dass sich die Autoren daraufhin speziell dem Problem der günstigsten Fahrt für den

Steigflug gewidmet hätten, dies ist jedoch erstaunlicherweise – bis auf Überlagerungskurven von Kreisflugpolaren und Thermikprofilen [18], [19] – nicht geschehen. Man blieb also bei der groben Vereinfachung auf drehsymmetrische thermische Aufwinde. Das Problem, mit welchen Sollfahrten zu fliegen ist, wenn die Aufwinde unregelmässig sind, ist nicht bearbeitet worden.

Die vorliegende Arbeit soll einen ersten, einfachen Ansatz der Fahrtvariation zur Optimierung der resultierenden Steiggeschwindigkeit (Abb. 1 c) in ungleichmässigen Aufwinden liefern (inhaltlich weitgehend identisch mit [15], S. 182–220).

Modellannahme

Ein Segelflugzeug durchfliegt geradeaus zwei jeweils homogene Gebiete. Im ersten Gebiet wird der Weg l_1 zurückgelegt, wobei eine konstante Luftmassenvertikalbewegung W_{m1} angetroffen wird. Im zweiten Gebiet der Länge l_2 ist die Luftmassenvertikalbewegung W_{m2} . Gesucht sind die beiden Horizontalgeschwindigkeiten V_1 (im ersten Gebiet) und V_2 (zweites Gebiet), die ein Flugzeug fliegen muss, damit seine resultierende mittlere Steiggeschwindigkeit W optimiert wird (Abb. 2).

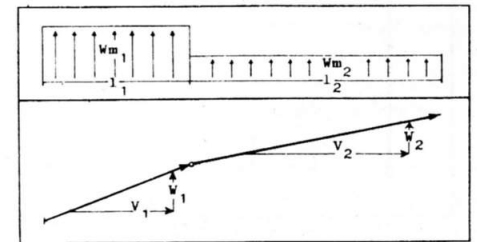


Abb. 2. Modellbedingungen, Flugbahn.

Bei Vernachlässigung der Übergangsphasen (stationäre Betrachtung) ergibt sich nach kurzer Rechnung für die mittlere Steiggeschwindigkeit allgemein:

$$W = \frac{l_1 V_2 (W_{m1} + W_{s1}) + l_2 V_1 (W_{m2} + W_{s2})}{l_1 V_2 + l_2 V_1} \quad (1)$$

(W_s = Polares Eigensinken des Flugzeuges gegenüber Luft)

Berechnung der Optimalwerte

Eine allgemeine Berechnung der Optimalwerte führte nicht zu erkennbaren Möglichkeiten einer grafischen Konstruktion der gesuchten Sollfahrten. Für die im folgenden dankenswerterweise von dem Dipl. Physiker Günther Coen, Saarbrücken, ausgeführte Rechnung wurde deshalb die Flugzeugpolare in Form der (physikalisch nicht begründeten, aber hinreichend genauen) quadratischen Parabel der Form

$$W_s = a V^2 + b V + c \quad (2)$$

eingegeben. Da aus flugpraktischen Gründen extrem geringe Geschwindigkeiten nicht zu empfehlen sind, weil



Abb. 1. Drei verschiedene Problemstellungen für die Fahrtoptimierung

diese die Gefahr des Überziehens, des Durchsackens und des Abkippen mit sich bringen, kann die Fluggeschwindigkeit dahingehend festgelegt werden, dass sie einen Wert V_{min} nicht unterschreitet, der je nach Flugzeug-Steuerverhalten mehr oder weniger höher liegt als die absolut geringstmögliche Fluggeschwindigkeit vor dem Abkippen. Diesen Wert entnimmt man wohl am vorteilhaftesten einer Grafik, in der sowohl die Polare als auch die Parabel der Polarengleichung eingezeichnet sind (Abb. 3). Werden die Sollgeschwindigkeiten des Beispielflugzeuges ASW 15 auf Werte ≥ 67 km/h beschränkt, so dürfte die Rechnung entsprechend der Genauigkeit der Approximation ausreichend exakte Sollgeschwindigkeitswerte liefern.

Allgemeingültige Ergebnisse

1. Die Sollgeschwindigkeiten sind nicht von den Werten der Luftmassenvertikalbewegungen selbst, sondern von deren Differenz $\Delta Wm = Wm_2 - Wm_1$ abhängig.
2. Die Sollgeschwindigkeiten sind nicht von der Länge der Einzelgebiete selbst, sondern von deren relativer Differenz

$$\Delta q = \frac{1_2 - 1_1}{1_2 + 1_1} \text{ abhängig.}$$

3. Die Gebiete sind austauschbar. Es genügt deshalb, wenn man nur V_1 (für Δq Werte von -1 bis $+1$) berechnet. Der zugehörige Wert V_2 ergibt sich dann durch den Übergang $\Delta q \rightarrow -\Delta q$ und $\Delta Wm \rightarrow -\Delta Wm$.

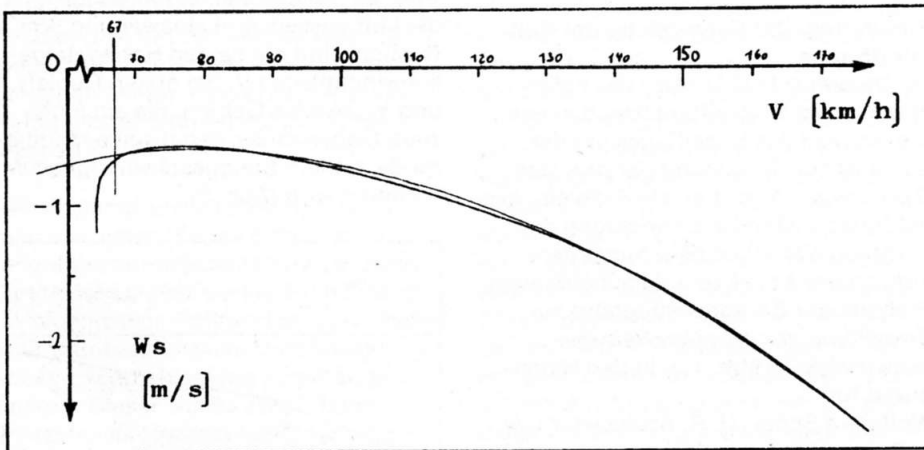


Abb. 3. Polare der ASW 15, 28 kp/m², NN und Parabel der Polarengleichung für

$$a = -0,00082 \text{ h/km,}$$

$$b = 0,13048, c = -7,4836 \text{ km/h}$$

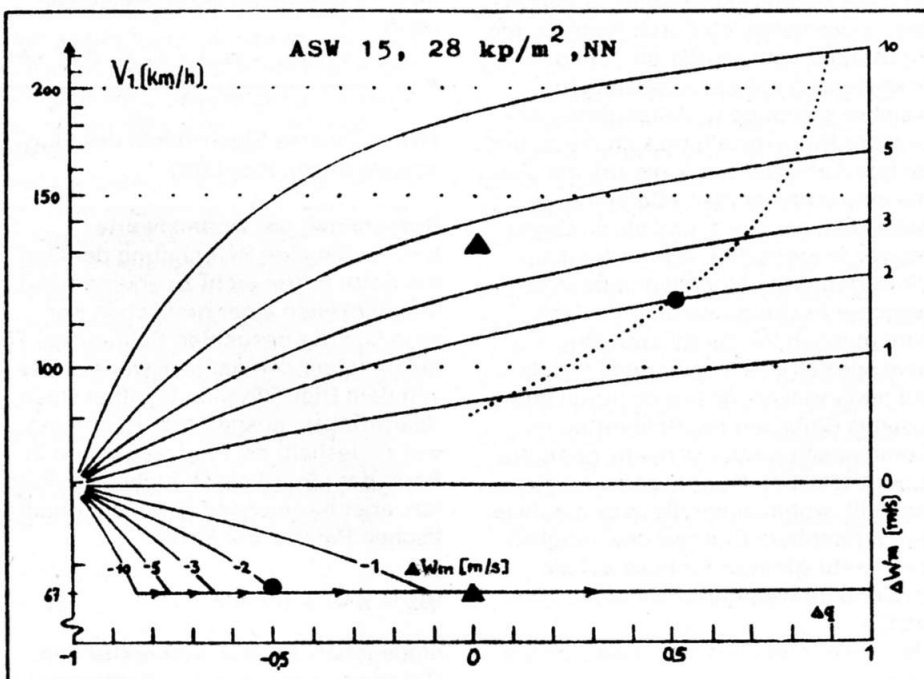


Abb. 4. V_1 in Abhängigkeit von Δq für verschiedene Werte von ΔWm .

4. Die Sollgeschwindigkeit im aufwindgünstigeren Bereich ist immer kleiner als die Geschwindigkeit des geringsten Eigensinkens $V_{Ws_{min}}$ (In den Gleichungen [3] wird diese Geschwindigkeit V_o , das zugehörige Eigensinken W_s_o genannt, um Verwechslungen mit V_{min} auszuschließen) und grösser oder gleich V_{min} . Im aufwindgünstigeren Bereich ist die Sollgeschwindigkeit immer grösser als $V_{Ws_{min}} = V_o$.

$$V_1 \geq V_{min}$$

für $-\infty < \Delta Wm \leq P$ und $-1 < \Delta q < +1$.

$$V_1 = V_o \cdot \left[1 + \frac{\Delta Wm}{4(Ws_o - c)} \right]$$

für $P < \Delta Wm < Q$ und $\Delta q = 0$.

$$V_1 = V_o \cdot \left[1 + \frac{(1 + \Delta q)(\sqrt{R} - 1)}{2 \Delta q} \right]$$

für $P < \Delta Wm < Q$, $\Delta q \neq 0$ und $-1 < \Delta q < +1$.

$$V_1 = \frac{1 - \Delta q}{1 + \Delta q} \cdot V_{min} + \sqrt{S}$$

für $Q \leq \Delta Wm < +\infty$ und $-1 < \Delta q < +1$.

$$\text{mit } P = \frac{4(Ws_o - c) \left[V_o^2 - V_o V_{min}(1 - \Delta q) - V_{min}^2 (\Delta q) \right]}{V_o^2 (1 + \Delta q)^2}$$

$$Q = \frac{4(Ws_o - c) \left[V_o^2 - V_o V_{min}(1 + \Delta q) + V_{min}^2 (\Delta q) \right]}{V_o^2 (1 - \Delta q)^2}$$

$$R = 1 + \frac{(\Delta q)(\Delta Wm)}{Ws_o - c} \text{ und}$$

$$S = \frac{4 \Delta q V_{min}^2}{(1 + \Delta q)^2} + \frac{4 V_o V_{min}}{(1 + \Delta q)} + \frac{V_o^2 (\Delta Wm)}{(Ws_o - c)}$$

(3)

Berechnung der Sollfahrten für die ASW 15

Ausgehend von der oben genannten Polarengleichung der ASW 15 ergeben sich die in den folgenden Diagrammen dargestellten Sollfahrtwerte. V_1 lässt sich sowohl in Abhängigkeit von Δq für verschiedene Werte von ΔWm (Abb. 4) als auch in Abhängigkeit von ΔWm für verschiedene Werte von Δq (Abb. 5) darstellen. In den Abbildungen 4 und 5 sind die Grenzen der V_1 -Werte, ab welchen $V_2 = V_{min}$ ist, punktiert eingetragen. Die Ordinaten (V_1 -Achsen) der Grafiken sind logarithmisch unterteilt.

Beispiele:

● 1) l_1 ist dreimal so lang wie l_2 . Die Vertikalbewegung der Luft in l_1 ist $+2$ m/s und in l_2 gleich Null. Δq ist also $-0,5$, $\Delta Wm = -2$. Für die Sollfahrten ergeben sich

$$V_1 = 67,6 \text{ km/h und}$$

$$V_2 = 115,5 \text{ km/h.}$$

Die optimale mittlere Flugzeugsteiggeschwindigkeit lässt sich unter Zugrundelegung dieser Werte berechnen. Sie ergibt sich als

$$W_{opt} = +0,94 \text{ m/s.}$$

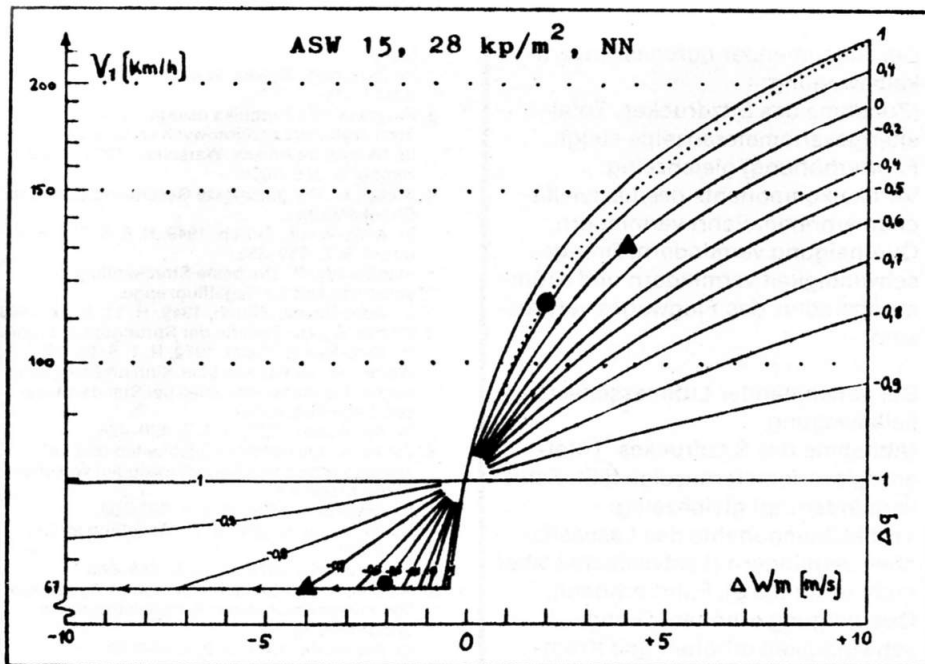


Abb. 5. V_1 in Abhängigkeit von ΔW_m für verschiedene Werte von Δq .

Ein Pilot, der ohne jegliche Fahrtvariation durch beide Gebiete mit der Geschwindigkeit des geringsten Eigensinkens $V_{W_{s\min}} = V_0 = 79,6 \text{ km/h}$ fliegt, erreicht eine mittlere Steiggeschwindigkeit von

$$W = +0,88 \text{ m/s,}$$

also 0,06 m/s weniger. Dies bedeutet, dass der optimal fliegende Pilot ihn nach 10 Minuten bereits um 36 m, also um mehr als die doppelte Länge der Spannweite überstiegen hätte. Steigwertdifferenzen dieser Grössenordnung können im Wettbewerb bereits entscheidend sein.

▲ 2) l_1 und l_2 sind gleich lang ($\Delta q = 0$), die Luftmassenvertikalbewegungen sind +2,5 und -1,5 m/s, ΔW_m ist also -4 m/s. Der optimal fliegende Pilot steuert folgende Sollfahrten:

$$\begin{aligned} V_1 &= 67,0 \text{ km/h} \\ V_2 &= 130,2 \text{ km/h.} \end{aligned}$$

Er erreicht ein mittleres Steigen

$$W_{\text{opt}} = +0,25 \text{ m/s.}$$

Ein unbedacht steuernder Pilot, der mit 79,6 km/h beide Gebiete durchfliegen würde, würde Höhe verlieren! Seine Vertikalbewegung wäre

$$W = -0,12 \text{ m/s.}$$

Die Differenz ist in diesem Falle 0,37 m/s!

Allgemein kann gesagt werden, dass der Vorteil der Fahrtvariation um so grösser ist, je weniger sich die Länge der Gebiete unterscheidet und je grösser der Unterschied der Luftmassenver-

tikalbewegungen ist. In der Flugpraxis wird es häufig nötig sein, in günstigen Bereichen bis an die - aus Sicherheitsgründen noch eben vertretbare - Minimalgeschwindigkeit heranzusteuern. Im ungünstigen Bereich muss entsprechend schneller, aber nur in äusserst extremen Fällen ($|\Delta W_m| > 5 \text{ m/s}$ dürfte selten vorkommen) über 150 km/h geflogen werden. Normalerweise variiert die Fahrt zwischen V_{\min} und ca. 120 km/h.

Näherungsweise würde im Fall des Beispiels 2 auch ein auf 0 eingestellter Sollfahrtring zu richtiger Fahrtwahl führen (68 und 125 km/h). Dies ist jedoch nicht zu verallgemeinern, da die dem Sollfahrtring entsprechenden Fahrten von den Absolutwerten der Luftmassenvertikalbewegungen und nicht von deren Differenz abhängen und Δq als Parameter nicht erfasst wird.

Ein Gerät, welches die Sollfahrt zur Optimierung der Steiggeschwindigkeit im Fluge anzeigen würde (ähnlich Sollfahrtring oder Sollfahrtvariometer), würde nicht nur wegen der Kompliziertheit der Ausgangswerte recht aufwendig werden, es wäre auch kaum im Fluge praktisch anwendbar. Der Wert der hier ermittelten Ergebnisse liegt in der Anweisung, die Fahrt überhaupt zu variieren.

Zusätzliche Einflüsse, welche die Fahrtoptimierung beim «Kurbeln» in der Thermik bestimmen.

1. Im Kreisflug gelten andere, schlechtere Flugzeugleistungskurven als im Geradeausflug. Für gleichmässige, drehsymmetrische Aufwinde erhält man die Sollfahrt im Ordinatenmaximum der Summenkurve Kreisflugpolare + Thermikprofil (vgl. hierzu [18], [19] und [13], S. 170ff).

In unregelmässigen Aufwinden wäre analog den oben festgestellten Ergebnissen die Fahrt auch im Kreisflug zu variieren, wobei durchaus auch Werte zu erfliegen wären, die nicht auf der Kreisflugpolare liegen. (Der Einfluss der Fahrtvariation zusammen mit der Lage der aufwindgünstigen Gebiete kann ein Steuerverhalten erfordern, das nicht die jeweils geringste Eigensinkgeschwindigkeit für einen gegebenen Kreisradius bedingt, wie dies bei den Werten der Kreisflugpolare der Fall ist.)

2. W. Gorisch [12] untersuchte in seinem Artikel über den Instationären Segelflug über den Einfluss des Lastvielfachen auf die Energieänderung pro Zeiteinheit und ermittelte folgende, einfache Formel für den Geradeausflug:

$$\frac{dE}{dt} = M n g W_m$$

Hierbei ist $\frac{dE}{dt}$ die Energieänderung

pro Zeit, M die Masse des Flugzeuges, n das Lastvielfache, g die Erdbeschleunigung und W_m die Luftmassenvertikalbewegung. Durch Ziehen im Aufwind lässt sich also mehr Energie gewinnen, als im stationären Flug. Gorisch weist darauf hin, dass diese Einflüsse nicht beliebig lange Zeit ausnutzbar sind, bei hinreichend dichter Folge der Auf- und Abwindgebiete aber gegenüber der stationären Betrachtung der Fahrtoptimierung einen deutlichen Gewinn verursachen.

Diese Voraussetzung scheint mir in besonderem Masse beim Kurbeln in unregelmässigen Aufwinden gegeben. Für den Kreisflug ist jedoch der Term « n » in der oben genannten Formel als die vertikale Komponente des Lastvielfachen näher zu präzisieren. Es nutzt also nichts, im Aufwindmaximum das Lastvielfache durch engeren Radius zu steigern, hingegen ist es vorteilhaft durch Hochziehen bei evtl. verringerter Querneigung die Vertikalkomponente des Lastvielfachen zu erhöhen. (Aus aerodynamischen Gründen verbieten sich negative Lastvielfache im Abwind, die ansonsten entsprechend der Formel ebenfalls einen Gewinn bedeuten würden.)

3. Horizontalböen bedingen Fahrtwechsel, die im Sinne eines dynamischen Segelfluges (Flugtechnik des Albatros und anderer Seevögel) auszusteuern wären, d. h. bei plötzlicher Gegenwindbö wäre die Fahrt zurückzunehmen, bei Mitwindböen die Fahrt entsprechend zu erhöhen. Exaktere Untersuchungen sind hierzu wegen der Unregelmässigkeit der vorkommenden Luftströmung sicherlich kaum von Nutzen.

4. Variation von Querneigung, Fahrt, Lastvielfachem und Drehgeschwindigkeit können eine Verlagerung des Ortes, an dem gekurbelt wird, bedingen. Dies kann im Sinne einer Zentrierbewegung

erwünscht sein, evtl. aber auch vom günstigen Gebiet fortführen. Die Thermikverteilung im Aufwind hat also einen weiteren, besonders entscheidenden Einfluss auf die Steuerbewegungen.

5. Verluste durch aerodynamische Widerstände infolge von häufigeren Änderungen der Fluglage machen wiederum einen Teil des Vorteils der Fahrtvariation zunichte. Kommt es gar bei ungeübten Piloten zu überzogenen Flugzuständen, Schiebeflug, Abkippen usw., so schlägt das Verfahren ins Negative um, stationäres Kreisen wäre dann vorteilhafter.

Anweisungen für instationäres Fliegen in der Thermik

(Die folgenden Anweisungen stellen einen Versuch dar, aus den teilweise gegenläufigen Einflüssen Verhaltensmassregeln zu gewinnen, welche für den Piloten als eine praktikable Grundlage für sein Steuerverhalten gelten können. Je nach Einflussgrösse der verschiedenen Parameter wären diese Grundregeln zu modifizieren.)

«Nicht zentrierbare», ungleichmässige Thermik verlangt ebenso ungleichmässiges Steuerverhalten: ungleichmässige Fahrt, ungleichmässige Querneigung, ungleichmässig gekrümmte Flugwege und ungleichmässige Lastvielfache.

Die für ungleichmässige Thermik empfohlenen «Tumelkreise» verbessern die mittlere Steiggeschwindigkeit 1. durch Fahrtvariation, 2. durch Variation der Vertikalkomponente des Lastvielfachen und 3. durch eine günstigere Aufwindbilanz auf dem sich ergebenden Flugpfad. Der Gewinn 3 kann auch im Sinne einer Zentrierbewegung verstanden werden (Abb. 6).

A: Beginn der Variation. Bis B nimmt das Steigen ab, deshalb von A nach B enger Kurvenradius. Ab B nimmt das Steigen zu, deshalb von B nach C grösserer Kurvenradius. Der breite Pfeil kennzeichnet den Verlagerungsweg zum Thermikzentrum hin.

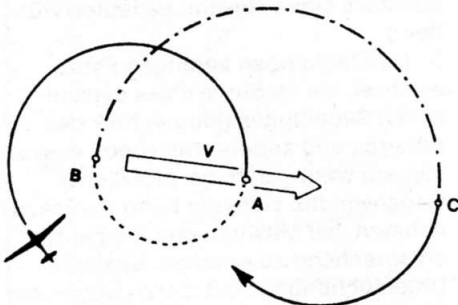


Abb. 6. Zentriereffekt bei Variation des Krümmungsradius entsprechend oben genannter Anweisung, schematisch. (Das Luftmassensteigen W_m nimmt nach rechts zu).

Bei zunehmender Luftmassenvertikalkomponente:

(Zunahme des Sitzdruckes, Totalenergievariometeranzeige steigt, Fahrerhöhung) gleichzeitig: Vertikalkomponente des Lastvielfachen erhöhen, Fahrt vermindern, Querneigung vermindern, Drehgeschwindigkeit vermindern und Krümmungsradius des Flugweges vergrössern.

Bei abnehmender Luftmassenvertikalkomponente:

(Abnahme des Sitzdruckes, Totalenergievariometeranzeige fällt, Fahrtverminderung) gleichzeitig: Vertikalkomponente des Lastvielfachen vermindern (Lastvielfaches aber nicht unter 0,5 g), Fahrt erhöhen, Querneigung erhöhen, Drehgeschwindigkeit erhöhen und Krümmungsradius des Flugweges verringern.

Bei den Steuerbewegungen ist zu achten auf:

schiebefreien Flug und Vermeidung von Sackflug.

(bei Lastvielfachen < 1 kann ohne die Gefahr des Sackfluges langsamer als V_{min} geflogen werden).

Die Taumelbewegungen sollten deutlicher ausfallen,

je unregelmässiger die Thermik, je geringer die Polarenkrümmung im Bereich um $V_{ws, min}$ und je besser der Pilot auf dem Flugzeugmuster eingeflogen ist.

Ausblick

Sicherlich ist die Maximierung der Steigleistung beim Kreisen in unregelmässigen Aufwinden eines der komplexesten Probleme der Fahrtoptimierung überhaupt. Die gezeigten theoretischen Ansätze und deren Ergebnisse sind nicht als Endlösung anzusehen. Sie weisen aber nach, dass es auch hier ein Problem der Fahrtoptimierung gibt und dieses eine durchaus wichtige Rolle spielt, die im Bezug auf den Erfolg im Streckenflug von ähnlicher, vielleicht sogar grösserer Bedeutung ist, als das nunmehr seit 38 Jahren bearbeitete Feld der Geradeausflug-Sollfahrt zur Optimierung des «Sprunges» von Aufwind zu Aufwind.

Literatur:

1. Späte, W.: Beste Reisegeschwindigkeit bei Segelflugzeugen. In: Berichte der Teilnehmer der 19. Rhön, 1938, NSFK, Seitenzahlen am Original nicht mehr feststellbar, 6 Bl.

2. Szukiewicz, R. und Swarc, L.: Osiqgi szybowców wyczynowych i ich wykorzystanie w przelotach. In: Skrzydlata Polska, Warschau, 1938, H. April S. 117–119.
3. Kasprzyk, W.: Technika osiagania maksymalnych szybkości przelotowych szybowców. In: Skrzydlata Polska, Warschau, 1938, H. Dezember S. 365–366.
4. Nickel, K.: Die günstigste Geschwindigkeit des Streckenfluges. In: Aero-Revue, Zürich, 1949, H. 6, S. 223–225 und H. 9, S. 352–353.
5. MacCready, P.: Die beste Streckenflugeschwindigkeit für Segelflugzeuge. In: Aero-Revue, Zürich, 1949, H. 11, S. 441–443.
6. Comte, R.: Zur Theorie der Sprungoptimierung. In: Aero-Revue, Basel, 1972, H. 1, S. 28–29.
7. Waibel, G.: Gedanken über Sinn und Möglichkeiten des Wasserballastes bei Standardklassen-Segelflugzeugen. In: Aerokurier 1973, H. 7, S. 420–424.
8. Jonas, K.: Leistungsmöglichkeiten und Leistungsgrenzen von Segelflugzeugen verschiedener Klassen II. In: Aerokurier 1974, H. 8, S. 597/598.
9. Kauer, E., Junginger, H. G.: Segelflug im Delphin-Stil. In: Aerokurier 1973, H. 10, S. 658–660.
10. Ahrens, K. und Sand, P.: Optimales Ausnutzen von kursabweichenden Aufwindstrassen in Windrichtung. In: Aerokurier 1974, H. 8, S. 600–601.
11. Pirker, H.: Über die Reisegeschwindigkeit von Segelflugzeugen. In: Flugsportzeitung, St. Pölten, 1974, H. 12, S. 11–16 und 1975, H. 2, S. 17–25.
12. Gorisch, W.: Instationärer Segelflug. In: Aerokurier 1975, H. 4, S. 252–253.
13. Reichmann, H.: Streckensegelflug. Stuttgart 1975.
14. Meyer, R.: Segelflug im Delphinstil. In: Aero-Revue, Zürich, 1975, H. 12, S. 671–678.
15. Reichmann, H.: Zum Problem der Fahrtoptimierung im Streckensegelflug. Dissertation, Interner Bericht Nr. 76/2 des Institutes für Praktische Mathematik, Universität Karlsruhe, 1976.
16. Kauer, E.: McCready – Fliegen ohne Illusionen. In: Aerokurier 1973, H. 7, S. 506–508.
17. Irving, F. G.: The Effect of Errors in Inter-Thermal-Speed on the Average Cross-Country-Speed. In: Sailplane and Gliding, 1974, H. 5, S. 295 und H. 6, S. 346.
18. Carmichael, B. H.: What Price Performance. In: Soaring, Santa Monica, USA, 1954, H. 5/6.
19. Haubenhofer, M.: Die Mechanik des Kurvenfluges. In: Aero-Revue, 1964, H. 9, S. 561–565.

Nachschrift

Inzwischen haben sich sowohl Martin Dinges, München (1) als auch Herbert Winter, Stuttgart (2) mit dem gleichen Problem beschäftigt und weitere Ergebnisse erhalten. Insbesondere konnte nachgewiesen werden, dass die Sollfahrt für optimales Steigen im Geradeausflug durch Tangentenkonstruktion an die (in V-Richtung im Verhältnis der Teilstrecken gedehnten bzw. gestauchten) Polare grafisch ermittelt werden kann. Beide kommen darüber hinaus zu dem Ergebnis, dass der Sollfahrtring (MacCready-Ring) auch bei Folge beliebig vieler geradeaus zu durchfliegender Luftmassenabschnitte zu optimalen Fahrten führt, wenn er auf das maximal erreichbare mittlere Steigen eingestellt wird.

Dieses wohl weniger für die Flugpraxis als für die Theorie bedeutende Ergebnis führt das Problem zu einer Lösung, die derjenigen der Fahrtvariation zur Optimierung der Gleitstrecke und der Reisegeschwindigkeit vergleichbar erscheint.