

Grundlagen und Anwendung der Sollfahrt im Segelflug

Ingo Westerboer

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

Einleitung

Im Streckensegelflug wechseln die Phasen des Höhengewinns im Aufwind mit den Phasen des Abfliegens der gewonnenen Höhe im Gleitflug auf Kurs. Die Steigerung der Streckenleistung in den vergangenen Jahren ist im wesentlichen auf eine Optimierung der Gleitflugphase zurückzuführen. Hierbei leisten moderne «Sollfahrtgeber» ihren Beitrag zur Unterstützung des Piloten. Die vorliegende Arbeit soll die theoretischen Grundlagen darstellen, nach denen diese Geräte arbeiten, ferner technische Möglichkeiten zur Anwendung dieser Grundlagen aufzeigen und schliesslich Konsequenzen aus den damit in der Praxis gesammelten Erfahrungen ziehen.

1. Grundlagen

In den folgenden theoretischen Betrachtungen werden zuerst Hilfsmittel gesucht, die es dem Piloten auf einfache Weise ermöglichen, eine vorhandene Höhe auf jeweils optimalem Gleitpfad abzufliegen; anschliessend Hilfen zur Optimierung des thermischen Überlandfluges mit dem Ziel der schnellsten Reisegeschwindigkeit.

Es wird sich herausstellen, dass beide Optimierungsforderungen trotz unterschiedlicher Aufgabenstellung auf die gleiche Sollfahrt führen.

Es wird sich ferner zeigen, dass das Einhalten dieser Sollfahrt durch die Verwendung des Sollfahrtgebers nach Brückner statt des herkömmlichen McCready-Ringes für den Piloten erheblich vereinfacht wird.

1.1 Die Sollfahrt beim reinen Gleitflug ohne Windeinfluss

Der Gleitflug kann je nach der gesteuerten Fahrt auf unterschiedlichen Gleitbahnen durchgeführt werden. Die jeweils erflogene Gleitzahl ist das Verhältnis Flugeschwindigkeit/Sinkgeschwindigkeit. Der zugehörige Gleitwinkel ist folglich im Diagramm der Geschwindigkeitspolaren (Abb. 1) dem Winkel zwischen der horizontalen v-Achse und der Geraden, die durch den Nullpunkt und durch den jeweiligen Polaren-Punkt geht, proportional.

1.11 Sollfahrt-Skala am Variometer

Die oberste der vier Kurven in Abb. 1 ist die Geschwindigkeitspolare des Segelflugzeugs ASW 15 mit einer Flächenbelastung von 28 kp/m², gemessen in ruhiger Luft.

Den optimalen Gleitwinkel erreicht man bei der Geschwindigkeit v_0 . Dabei zeigt das Variometer das zugehörige Sinken w_{p0} an.

Beim Flug durch ein Gebiet mit $w_m = 1$ m/s meteorologischem Sinken

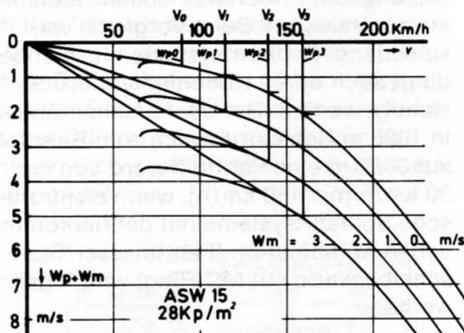


Abb. 1 Geschwindigkeitspolare des Segelflugzeugs ASW 15 bei 28 kp/m² Flächenbelastung.

w_m = meteorologisches Sinken

erscheint die Polare pauschal um 1 m/s nach unten verschoben, bei $w_m = 2, 3, \dots$ m/s entsprechend. Der jeweils optimale Gleitwinkel ohne Windeinfluss ergibt sich wieder mit Hilfe der Tangenten-Konstruktion bei den Geschwindigkeiten v_1, v_2 bzw. v_3 . Die zugehörige Sink-Anzeige des Variometers ist die Summe aus dem meteorologischen Sinken w_m und dem Polaren-Sinken w_{p1}, w_{p2} bzw. w_{p3} entsprechend der obersten Kurve.

Als untere Kurve in Abb. 2 sind die so gewonnenen Sinkanzeigen ($w_p + w_m$) über der zugehörigen optimalen Fahrt v aufgetragen.

In Abb. 3 ist eine Zusatzskala um den Sinkbereich des Variometers skizziert. Sie ist entsprechend Abb. 2 unterteilt; z. B. steht gegenüber $w_p + w_m = 2,0$ m/s die Fahrt $v = 116$ km/h.

Die Zusatzskala wird als Sollfahrt-Anzeige verwendet; deren Anweisung lautet: «Du fliegst immer dann mit be-

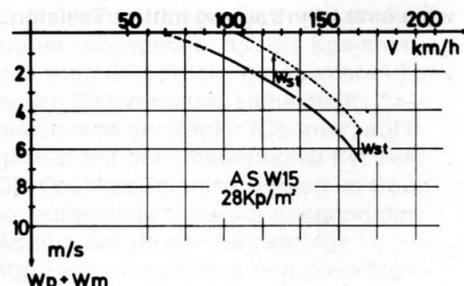


Abb. 2 Sollfahrt-Funktion der ASW 15; zur gestrichelten Funktion siehe letzten Absatz in 1.2.1.

stem Gleitwinkel, wenn Du jene Fahrt einhältst, die Dir die Variometer-Nadel auf der Zusatzskala vorschreibt. In Abb. 3 steht die Nadel auf $-1,8$ m/s. Die Zusatzskala fordert die optimale Sollfahrt 113 km/h. Fliegst Du langsamer oder schneller als 113 km/h, dann fliegst Du nicht mit bestem Gleitwinkel.»

1.12 Sollfahrtgeber mit Staudruck-Kapillare

1972 wurde von E. Brückner eine Anordnung vorgeschlagen¹⁾, die das Einhalten der Sollfahrt erheblich vereinfacht. Bei dieser Anordnung geht die Variometer-Nadel immer dann auf Null zurück, wenn die Sollfahrt entsprechend Abb. 2 eingestellt ist. Beim Durchfliegen von Sinkgebieten mit wechselnden w_m -Werten ist nur noch durch Ziehen oder Drücken die Anzeige des Variometers auf Null zu steuern, damit auf optimalem Gleitpfad geflogen wird.

Trotz einer Reihe von Veröffentlichungen verschiedener Autoren^{2, 3, 4, 5, 6)} zu diesem Thema ist die Funktionsweise des neuen Sollfahrtgebers noch weitgehend unverstanden, obgleich die Anordnung selbst denkbar einfach aufgebaut ist.

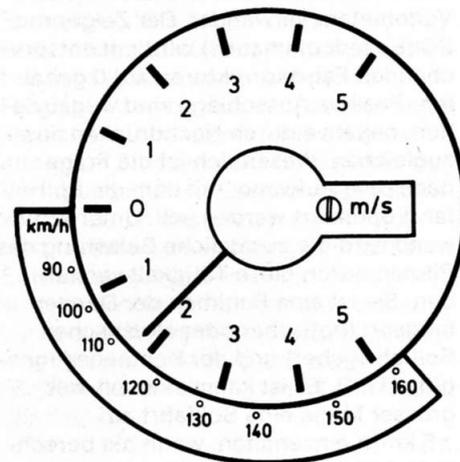


Abb. 3 Sollfahrt-Skala am Variometer.

Die vorliegende Arbeit hat zum Ziel, die Theorie des Sollfahrtgebers mit Staudruck-Kapillare aus neuer Sicht und unter Verwendung der bisher gewonnenen Erkenntnisse aus der Flugpraxis möglichst einfach darzustellen. Dabei wird nur das Grundwissen eines Flugzeugführers vorausgesetzt.

Bei schrittweisem Vorgehen zeichnet man zunächst das Diagramm der Abb. 2 um. Die horizontale v-Achse wird durch eine v^2 -Achse ersetzt. Das hat die für die späteren Überlegungen wichtige Konsequenz, dass die Kurve der Abb. 2 jetzt gestreckt wird und durch eine Gerade angenähert werden kann. Das Ergebnis ist in Abb. 4, Gerade (a), dargestellt. Wir stellen fest, dass die extrapolierte Gerade (a) nicht durch den Koordinaten-

Nullpunkt geht, sondern bei $v^2=0$ den Wert w^* liefert. Der Zahlenwert w^* und die Neigung der Geraden (a) sind von der Geschwindigkeitspolare des Flugzeugs abhängig.

Infolge der raschen Verbreitung der Brücknerschen Idee sind die der Abb. 2 entsprechenden Kurven aller gängigen Flugzeugtypen in das v^2 -Diagramm übertragen worden und liessen sich ohne Ausnahme durch ähnliche Geraden ersetzen.

Die Gerade (a) sagt vorerst nichts anderes aus als die ausgezogene Kurve der Abb. 2: Beim Flug durch ein Sinkgebiet mit z. B. 1 m/s meteorologischem Sinken zeigt das Variometer insgesamt $w_{p1} + w_m = -2,0$ m/s an, wenn die optimale Fahrt von 116 km/h geflogen wird. Der Sollfahrtgeber muss demnach diese Anzeige von $-2,0$ m/s genau dann zu Null kompensieren, wenn mit 116 km/h geflogen wird. Andernfalls muss eine Rest-Anzeige am Variometer übrig bleiben, die auf einen Fahrtfehler hinweist.

Nach dem Vorschlag von Brückner wird diese Aufgabe im wesentlichen mit Hilfe einer Kapillaren R gelöst. Sie wird zwischen den Gesamtdruck und ein T-Stück gelegt, das im Schlauch vom Variometer zur Flasche sitzt (Abb. 5). Die Kapillare R muss sorgfältig auf die jeweilige Flugzeug-Polare abgestimmt sein.

An dieser Sollfahrt-Kapillaren liegt am einen Ende der Gesamtdruck $p_g = p_s + \frac{1}{2} \rho v^2$, am anderen Ende der statische Druck p_s . Im Fluge fliesst also laufend ein Luftstrom j über die Kapillare und das Variometer zum statischen Druck ab. Dieser Luftstrom wird durch die Druckdifferenz $p_g - p_s = \frac{1}{2} \rho v^2$ auf-

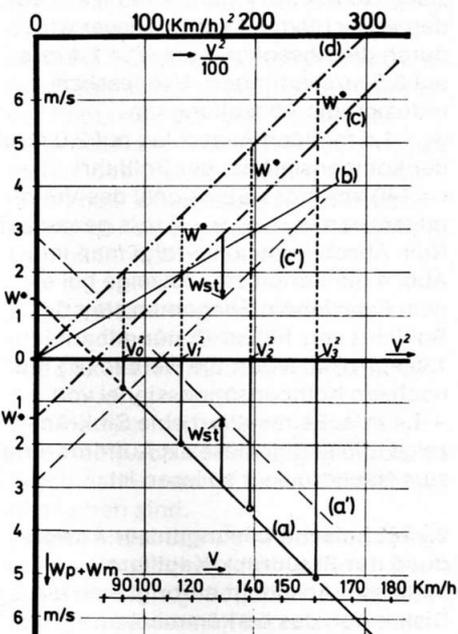


Abb. 4 v^2 -Diagramm der ASW 15, 28 kp/m^2 . (a) Sollfahrtfunktion, aufgetragen über v^2 , (b) Luftstrom und daraus resultierende Steiganzeige durch die Sollfahrt-Kapillare R (siehe Abb. 5), (c) Spiegelbild zu (a), (d) Parallele zu (c) durch den Koordinaten-Nullpunkt, (a') Anhebung der Geraden (a) um das mittlere Steigen w_{st} , (c') Spiegelbild zu (a').

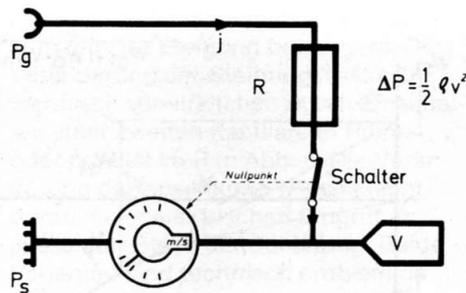


Abb. 5 Pneumatische Schaltung des Sollfahrtgebers nach Brückner.

rechterhalten. Er steigt also mit dem Quadrat der Geschwindigkeit. Vom Variometer wird er als ein Luftstrom aus Richtung Flasche und damit als Steigen angezeigt.

Würde man bei einem Flugzeug, das entsprechend Abb. 5 ausgerüstet ist, am Boden durch Anblasen des Staurohres verschiedene Staudrucke erzeugen, dann würde das Variometer Steig-Ausschläge anzeigen, die mit v^2 ansteigen. Im Diagramm der Abb. 4 ist das aber, da die horizontale Achse eine v^2 -Teilung aufweist, eine durch Null laufende Gerade, z. B. die dünn eingezeichnete Gerade (b). Ihre Neigung wird nur durch den Strömungswiderstand der Kapillaren, also durch deren Länge und Innen-Durchmesser bestimmt. Im Falle der Geraden (b) würde die Kapillare so ausgelegt, dass sie beim Flug mit der Fahrt v_1 durch ein Sinkgebiet mit $w_m = -1$ m/s gerade die Variometer-Anzeige $w_{p1} + w_m = -2,0$ m/s exakt kompensiert. Fliegt man schneller als v_1 , so wird der Kapillaren-Luftstrom j zu gross und liefert eine positive Restanzeige, die als Zieh-Kommando zu lesen ist. Fliegt man umgekehrt langsamer als v_1 , so reicht j nicht aus zur Kompensation des Vario-Signals; jetzt resultiert eine Sinkanzeige, die durch Nachdrücken auf Null korrigiert werden muss. Beim Flug durch Gebiete mit 1 m/s meteorologischem Sinken wäre diese Kapillare entsprechend der Geraden (b) offenbar geeignet, aus dem Variometer einen korrekten Sollfahrtgeber zu machen.

Doch funktioniert das Kompensieren der Variometeranzeige beim Durchfliegen eines Gebietes mit mehr als 1 m/s Sinken schon nicht mehr; so ist z. B. das durch die Gerade (b) bestimmte Kompensationssignal bei v_3 kleiner als das Variometersignal. Flöge man mit v_3 , so resultierte eine Sinkanzeige und würde fälschlicherweise vorschreiben, schneller als v_3 zu fliegen. Also ist das System in dieser Art noch kein brauchbarer Sollfahrtgeber.

Hier wird offensichtlich, dass man statt der Geraden (b) eine solche Kompensationsgerade braucht, die das Spiegelbild der Geraden (a) darstellt. Diese Gerade ist in Abb. 4 als Gerade (c) strichpunktiert eingezeichnet.

Die Steiganzeigen entsprechend dieser Geraden (c) würden tatsächlich bei

allen Geschwindigkeiten die Variometeranzeigen der Geraden (a) genau kompensieren. Kompensationsfehler träten nur auf, wenn nicht die korrekte Sollfahrt geflogen würde.

Eine Gerade dergestalt (c) lässt sich, da sie nicht durch den Koordinaten-Nullpunkt geht, mit einer einfachen Kapillaren nicht darstellen. Wohl liess sich eine Kapillare herstellen, die der Geraden (d) entspricht, also parallel zu (c) durch den Nullpunkt läuft. Der Abb. 4 ist zu entnehmen, dass bei Verwendung einer solchen Kapillaren die Kompensation bei allen Geschwindigkeiten zu gross ausfällt, und zwar immer um den gleichen Betrag w^* .

In der Tat ist aber dies bereits eine brauchbare Sollfahrt-Anordnung: «Du hast in der Praxis Deinen Variometer-Zeiger nicht auf Null, sondern auf eine um w^* nach oben in den Steigbereich versetzte Marke – in unserem Beispiel auf $+1,4$ m/s – zu steuern!» Schliesslich kann man den Nullpunkt des Variometer-Zeigers um w^* nach unten verdrehen. Dann wird, wie ursprünglich gefordert, im Flug stets auf die Anzeige Null gesteuert.

Im Falle eines elektrischen Variometers erfordert das Absenken des Nullpunktes keinen grossen Aufwand. Man kann mit einem Umschalter den Nullpunkt auf Null oder auf w^* hin- und herschalten. Besonders praktisch ist die mechanische Kopplung dieses Umschalters mit einem pneumatischen Ein-Aus-Schalter, der die Sollfahrt-Kapillare freigibt oder abschaltet. So kann man durch das Umlegen eines einzigen Schalthebels das gleiche Instrument im Steigflug als normales Variometer oder beim Gleitflug als Sollfahrtgeber verwenden. Das ist in Abb. 5 durch die gestrichelte, mit «Nullpunkt» beschriftete Verbindung vom Schalter zum Variometer angedeutet.

Eine für die Praxis wichtige Ergänzung muss hier genannt werden. Der Sollfahrt-Flug nach einem nicht totalenergie-kompensierten Variometer ist infolge der stetig gestiegenen aerodynamischen Güte der Flugzeuge nicht mehr durchführbar. Alle Leistungsflugzeuge sind mit einem Variometer ausgerüstet, das nach einem der verschiedenen Verfahren TE-kompensiert ist. Heute stehen im Einsatz: die TE-Kompensation mit Hilfe des Staudruckes (Membran-Verfahren, Doppel-Variometer VW 5 KB, Staudruck-Differentiation in Bordcomputern) auf der einen Seite und die TE-Kompensation aller herkömmlichen Variometer mit der TEK-Düse auf der anderen.

Während die bisher angestellten Überlegungen für die über den Staudruck kompensierten Variometer voll zutreffen, bedürfen sie, angewandt auf düsen-kompensierte Variometer, einer Korrektur.

Bei Düsen-Kompensation wird der statische Druck in Abb. 5 ersetzt durch

den Düsendruck $p_s - 1/2 \rho v^2$. Als Differenzdruck an der Kapillare resultiert dann der Druck $p_g - (p_s - 1/2 \rho v^2) = 2(1/2 \rho v^2)$. Verglichen mit dem bisher errechneten Differenzdruck, ist das der doppelte Wert. Das wird nach Reichmann⁵⁾ am einfachsten durch Halbieren der Steigung der Geraden (a) in Abb. 4 kompensiert.

1.2 Die Sollfahrt beim thermischen Streckenflug

1.21 Der Sollfahrt-Ring nach McCready

Für die Reisegeschwindigkeit v_R gilt die bekannte, in Abb. 6 angegebene Abhängigkeit von v , w_{st} und $(w_p + w_m)$. w_{st} lesen wir am Variometer als die in der Aufwind-Phase erfolgene Steiggeschwindigkeit ab; $(w_p + w_m)$ ist das vom Variometer in der Gleitflug-Phase angezeigte pauschale Sinken.

Nach der Theorie von McCready lässt sich v_R optimieren gemäss Abb. 6: Ausgehend vom Wert des auf der w_{st} -Achse abgetragenen mittleren Steigens wird die Tangente an die – gegebenenfalls um w_m abgesenkte – Geschwindigkeitspolare gezeichnet. Sie schneidet gemäss der obigen Gleichung für die Reisegeschwindigkeit auf der v -Achse den grösstmöglichen Wert v_R^* ab (Herleitung über den Strahlensatz). Dazu ist erforderlich, dass die Gleitflugstrecken mit der Fahrt v^* des Tangentenberührungspunktes geflogen werden. v^* ist demnach die von w_{st} abhängige Sollfahrt für optimale Reisegeschwindigkeit.

Als Beispiel diene wieder die ASW 15 mit 28 kp/m² Flächenbelastung (Abb. 1). Bei 1 m/s mittlerem Steigen und ohne meteorologisches Sinken wäre die Tangente an die oberste Polare von $w_{st} = 1$ m/s aus zu zeichnen. Statt dessen kann man ebenso auf die um $w_m = 1$ m/s abgesenkte Polare übergehen und dafür die Tangente vom Nullpunkt aus anlegen. Das führt offenbar auf dieselbe Sollfahrt $v_1 = 116$ km/h, die schon als optimale Fahrt für den besten Gleitpfad durch ein Sinkgebiet mit $w_m = 1$ m/s gefunden wurde.

Wir fassen zusammen:

Die Sollfahrt nach McCready zur Optimierung der Reisegeschwindigkeit beim thermischen Überlandflug bei einer erflungenen Steiggeschwindigkeit w_{st} fällt zusammen mit der Sollfahrt zur Optimierung des Gleitpfades durch eine mit $w_m = w_{st}$ fallende Luftmasse.

Die Sollfahrt-Funktion in Abb. 2 bleibt demnach auch für den thermischen Überlandflug gültig. Die vertikale Achse erhält lediglich die neue Beschriftung $(w_p + w_m) + w_{st}$. In der Gleitflug-Phase ist stets die zu der Summe $(w_p + w_m) + w_{st}$ gehörige Sollfahrt einzuhalten. Das lässt sich in herkömmlicher Weise mit Hilfe des McCready-Ringes durchführen. Er muss nach dem oben Gesagten die gleiche Teilung wie die Soll-

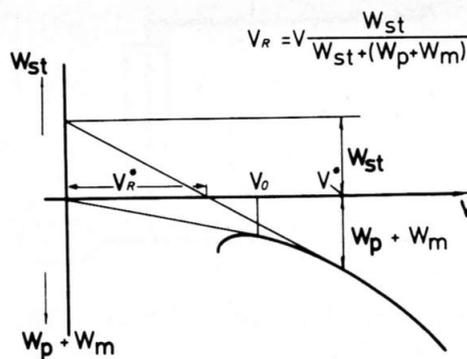


Abb. 6 Tangentenkonstruktion zur graphischen Bestimmung der Reisegeschwindigkeit v_R .

fahrt-Skala der Abb. 3 aufweisen. Zusätzlich muss diese Skala jetzt drehbar angebracht werden. Denn im Gleitflug kann das Variometer natürlich nur das Sinken $(w_p + w_m)$, nicht aber den Summanden w_{st} anzeigen. Der Ring ist demnach um w_{st} nach oben zu verdrehen, damit die Variometer-Nadel wieder auf die richtige Stelle der Sollfahrt-Skala zeigt.

Hier ein Beispiel: $w_{st} = 1$ m/s; $w_m = 2$ m/s. In diesem Fall ist beim thermischen Überlandflug in der Gleitflugphase diejenige Sollfahrt einzuhalten, die gemäss Abb. 1 zu $(w_p + w_m) + w_{st} = (2,1 + 2,0 + 1,0)$ m/s = 5,1 m/s gehört, nämlich $v_3 = 160$ km/h. Man verdreht die Sollfahrt-Skala der Abb. 3 um $w_{st} = 1$ m/s nach oben und liest, wenn der Variometer-Zeiger bei $w_p + w_m = 4,1$ m/s steht, die Sollfahrt 160 km/h ab.

Auch an Hand dieses Beispiels stellt man fest, dass bezüglich der einzuhaltenden Sollfahrt das mittlere Steigen w_{st} und das meteorologische Sinken w_m austauschbare Grössen sind. Für $w_{st} = 2$ m/s und $w_m = 1$ m/s ergibt sich wieder die gleiche Sollfahrt von 160 km/h, wenn die Sollfahrt-Skala um 2 m/s verstellt wird.

Das Verdrehen des McCready-Ringes kommt einer Verschiebung der Sollfahrt-Funktion in Abb. 2 um w_{st} nach oben gleich. Für $w_{st} = 1,5$ m/s ist das die dort gestrichelt eingetragene Sollfahrt-Kurve. Eine Variometer-Anzeige von beispielsweise 2,0 m/s fordert beim Flug nach der angehobenen Sollfahrt-Kurve jetzt die erhöhte Fahrt von 140 km/h; ohne Ring-Verdrehung hätten 116 km/h genügt.

1.22 Der Sollfahrtgeber mit Staudruck-Kapillare

Die eben gewonnenen Erkenntnisse sind sinngemäss auf den Kapillaren-Sollfahrtgeber zu übertragen.

Die ausgezogene Sollfahrt-Funktion der Abb. 2 fanden wir als Gerade (a) im v^2 -Diagramm der Abb. 4 wieder. In beiden Abbildungen muss das mittlere Steigen

w_{st} durch pauschales Anheben der Sollfahrt-Funktion um w_{st} eingegeben werden. Der Verschiebung der Sollfahrt-Funktion in Abb. 2 entspricht also in Abb. 4 eine Parallelverschiebung der Geraden (a) um w_{st} nach oben. Als Beispiel werde $w_{st} = 1,5$ m/s gewählt. Hierbei entsteht aus (a) die Gerade (a'). Wir suchen wieder nach einer Kompensationsgeraden, die das Spiegelbild zu (a') darstellt. Das wird offensichtlich dadurch erreicht, dass man die bisher gültige Kompensationsgerade (c) zusätzlich zu s^* um den Betrag w_{st} absenkt. Hierdurch entsteht wieder das Spiegelbild (c') zur Sollfahrt-Geraden (a'). Das bedeutet praktisch, dass man beim Einschalten der Sollfahrt-Kapillare R den Nullpunkt des Variometers zusätzlich zu w^* um den Betrag w_{st} absenken muss. Auf diese Weise wird die erste, nur vom Flugzeug abhängige Absenkung w^* automatisch und gleichzeitig mit dem Umlegen des pneumatischen Schalters vorgenommen. Die zusätzliche Absenkung um w_{st} muss der Pilot selbst von Hand ausführen.

Zur Kontrolle diene das gleiche Beispiel wie am Schluss des vorigen Abschnittes. Bei 1,5 m/s mittlerem Steigen und einer vorliegenden Variometer-Anzeige von -2 m/s muss die Kompensationsgerade (c') genau bei der optimalen Fahrt von 140 km/h (bzw. bei $v^2/100 = 196$ (km/h)²) den Wert $+2,0$ m/s aufweisen. Damit wird die gesamte Variometer-Anzeige zu Null kompensiert.

Man beobachtet für das eben diskutierte Beispiel und anhand der Abb. 4 noch einmal die Wirkung der Sollfahrt-Kapillaren R und der Nullpunkt-Absenkungen. Der Luftstrom j durch die Kapillare R (siehe Abb. 5) alleine führt – siehe Gerade (d) – bei $v = 140$ km/h auf den Ausschlag $+4,9$ m/s. Dieser wird durch die Absenkung um $w^* = 1,4$ m/s auf $3,5$ m/s verringert. Schliesslich reduziert die Absenkung um $w_{st} = 1,5$ m/s den Ausschlag auf $2,0$ m/s; der kompensiert bei der Sollfahrt $v = 140$ km/h das Sinksignal des Variometers von $w_p + w_m = -2$ m/s genau auf Null. Abschliessend verfolgt man in Abb. 4 die Variometer-Anzeige bei einem Fahrtfehler: Fliegt man statt der Sollfahrt von 140 km/h nur mit 130 km/h, so liefert die Gerade (c') nur noch ein Kompensationssignal von $+1,4$ m/s. Es resultiert eine Sink-Anzeige, die sinngemäss als Aufforderung zum Nachdrücken zu lesen ist.

2.) Technische Lösungen zur Anwendung der Staudruck-Kapillare

In diesem Abschnitt erübrigt sich die Diskussion des herkömmlichen McCready-Ringes. Diese Konstruktion ist allgemein hinreichend bekannt. Wir können uns auf die mit Staudruck-Kapillare ausgerüsteten und damit zum Sollfahrtgeber umgerüsteten Variometer beschränken.

2.1) Die Staudruck-Kapillare am mechanischen Variometer

H. Reichmann hat für diese Geräte-Kombination die Bezeichnung Sollfahrt-Variometer vorgeschlagen⁵⁾.

Im Normalfall wird ein übliches Stauscheibenvariometer mit linearer Teilung verwendet. Notfalls kann auf die Nullpunkt-Absenkung um w_{st} ebenso verzichtet werden wie auf die oben diskutierte Absenkung um w^* . Beim Sollfahrt-Flug hat man dann die Variometer-Nadel nicht auf Null, sondern auf $w^* + w_{st}$ zu steuern.

Es lässt sich demnach jedes mechanische Variometer, das mit der Sollfahrt-Kapillare ausgerüstet ist, auch ohne verstellbaren Nullpunkt voll für den Sollfahrt-Flug einsetzen.

Hierzu ist nach dem Vorschlag von Brückner²⁾ nur ein denkbar einfacher «Sollfahrt-Ring» um das Variometer erforderlich. Dieser Ring erhält eine feste «Sollfahrt-Marke» bei $+w^*$ und eine Null-Marke bei der Null der Variometer-Skala. Diese Null-Marke ist nach oben auf das jeweils erflogene mittlere Steigen zu verdrehen. Dann wird stets jene Fahrt geflogen, die den Variometer-Zeiger auf die Sollfahrt-Marke führt. Je stärker das eingestellte mittlere Steigen w_{st} , um so höher steht die Soll-Marke und um so schneller muss geflogen werden, damit die Variometer-Anzeige (mit Hilfe des Luftstromes j durch die Kapillare R) bis zur Soll-Marke hochgetrieben wird.

Hierdurch ist gegenüber dem Flug nach dem McCready-Ring bereits ein erheblicher Vorteil erreicht. Bisher musste der Pilot die Sollfahrt am Ring ablesen, diese mit der Ist-Anzeige des Fahrtmessers vergleichen, um dann eine erste Steuerkorrektur vorzunehmen, welche in der Regel eine Nachkorrektur infolge der mit der geflogenen Fahrt sich ändernden Variometeranzeige erforderte. Nach dem neuen Sollfahrt-System hat der Pilot nur noch den Variometer-Zeiger auf dem festen Wert ($s^* + w_{st}$) zu halten, oder bei Abweichungen nach unten bzw. oben nachzudrücken bzw. zu ziehen, um Korrekturen in Richtung Optimalfahrt zu steuern.

2.2) Die Staudruck-Kapillare am elektrischen Variometer

Wir diskutieren nun die Kombination der Staudruck-Kapillare mit einem elektrischen Variometer. Dabei fallen eine Reihe von Vorteilen gegenüber der Kombination nach 2.1) an, die nicht zu übersehen sind.

Einmal bietet das elektrische Variometer die Möglichkeit, das Sollfahrt-Signal auf die jeweils geflogene Flächenbelastung umzustellen. Hierzu zeigen die vorliegenden Erfahrungen, dass die aus der Sollfahrt-Geraden (a) in Abb. 4 durch Änderung der Flächenbelastung entstehende neue Gerade entweder nur durch eine veränderte Steigung bei fester Nullpunkt-Absenkung w^* oder

nur durch eine veränderte Absenkung w^* bei fester Steigung hervorgeht. Die Veränderung der Steigung lässt sich technisch verwirklichen durch Einschalten einer zweiten Kapillare in Reihe oder parallel zu R in Abb. 5. Die Veränderung der Absenkung w^* geschieht durch einen elektrischen Eingriff an passender Stelle der Schaltung. Beide Varianten sind technisch problemlos durchführbar.

Zum anderen gewinnt man erheblich an Bedienungskomfort, wenn das elektrische Variometer in Verbindung mit der Staudruck-Kapillare eingesetzt wird. Die Nullpunktabsenkung um w^* wird, wie oben schon angeführt, mit dem Einschalten des pneumatischen Schalters (Abb. 5) mechanisch gekoppelt. Dieser kombinierte pneumatisch-elektrische Schalter muss beim Streckenflug ebenso häufig betätigt werden wie der Trimmhebel – sicherlich 40 bis 60 Schaltungen während eines Fluges über rund 200 km. Es ist daher erforderlich, den Schalter in bequemer Reichweite des Piloten anzuordnen, dem Vorschlag von Glöckl⁴⁾ folgend zum Beispiel an der Bordwand nahe am Trimmhebel, um beide Hebel gleichzeitig erreichen zu können. Das führt jedenfalls zu einer spürbaren Entlastung des Piloten.

Das Stellglied zur Eingabe des mittleren Steigens w_{st} als zusätzliche Nullpunkt-Absenkung kann und sollte beim elektrischen Variometer ebenfalls in Griffnähe des Piloten liegen, um ihm ohne Aufwand die schnelle Anpassung der Sollfahrt an die meteorologische Situation zu ermöglichen. Davon wird weiter unten noch zu sprechen sein.

Der wesentliche Gewinn bei Verwendung der elektrischen Variometer liegt darin, die Sollfahrt akustisch zu melden. Dazu ist der Tongenerator des elektrischen Variometers so auszulegen, dass er Steig- und Sinkanzeigen eindeutig trennt. Das wird nach Brückner und Westerboer⁷⁾ mit Hilfe eines Doppeltongenerators erreicht, der Sinkanzeigen mit einem Dauerton wiedergibt, während der Dauerton bei Steiganzeigen durch einen zusätzlichen Unterbrecher periodisch ausgetastet wird. Sowohl die Frequenz des Dauertons als auch die Unterbrecherfrequenz steigen mit dem Variometerausschlag.

Damit ergibt sich die Möglichkeit, den Sollfahrt-Flug rein akustisch zu steuern: Zu geringe Fahrt wird durch einen Dauerton, zu grosse Fahrt durch den unterbrochenen Ton angezeigt. Der Pilot steuert die Fluggeschwindigkeit «auf Unterbrecher-Einsatz». Die visuelle Beobachtung der Instrumenten-Anzeige entfällt.

3.) Erfahrungen aus der praktischen Anwendung der Sollfahrtgeber mit Staudruck-Kapillare

Die beiden im vorigen Abschnitt beschriebenen, mit einer Staudruck-Kapil-

lare ausgerüsteten Sollfahrt-Instrumente sind inzwischen seit drei Jahren im praktischen Einsatz. Es soll jetzt eine Zusammenfassung der hiermit gewonnenen Erfahrungen gegeben werden. Die verblüffendste Feststellung sei an die Spitze gestellt:

Die Sollfahrt-Variometer haben uns das genaue Einhalten der Sollfahrt leichter gemacht als je zuvor. Fragt man aber den erfahrenen Streckenpiloten, welchen w_{st} -Wert er am Sollfahrtgeber wirklich eingestellt hat, so liegt dieser Wert in der Regel deutlich unter dem erflogenen mittleren Steigen. Das scheint auf den ersten Blick jeglicher Sollfahrt-Theorie zu widersprechen. Und doch spricht der Erfolg für die Richtigkeit des Fluges nach reduzierten Steigwerten^{9, 10, 11, 12).}

Die Lösung ist darin zu sehen, dass die in 1.21) genannte Formel für die mittlere Reisegeschwindigkeit zwar den Maximalwert v_R^* für den Fall liefert, wo der Gleitflug mit der Optimalfahrt v^* des Tangentenberührungspunktes geflogen wird, dass aber andererseits das hierbei erflogene v_R -Maximum nicht sehr scharf ausgeprägt ist, so dass keine erheblichen v_R -Einbussen auftreten, wenn mit einer von v^* abweichenden Fahrt geflogen wird.

Wenn beispielsweise mit der ASW 15 ein mittleres Steigen von 2,0 m/s erfliegen wurde, dagegen am Sollfahrtgeber nur die Hälfte eingestellt wird, dann vermindert sich trotz der jetzt deutlich zu geringen Gleitfluggeschwindigkeit (in ruhiger Luft 116 km/h statt 140 km/h) die theoretisch optimale Reisegeschwindigkeit von $v_R^* = 81$ km/h auf $v_R = 78$ km/h, liefert also nur eine Einbusse von 4%. Dem steht aber infolge des verminderten Höhenverlustes ein deutlicher Gewinn an Sicherheit für das Erreichen des nächsten ergiebigen Aufwindes gegenüber. Der mögliche Zeit- und damit v_R -Verlust durch fehlerhafte Taktik, die den zu schnellen Piloten in niedriger Höhe schwache Aufwinde mitzunehmen zwingt, wiegt wesentlich schwerer als der geringe v_R -Verlust durch den Sollfahrt-Flug nach reduzierten Steigwerten.

Wenn diese Überlegungen zutreffen, dann scheint die gesamte Sollfahrt-Theorie in Frage gestellt – und mit ihr die danach gebauten Sollfahrtgeber. Das trifft aber keinesfalls zu. Denn einmal ist der Flug nach reduzierten Steigwerten nach wie vor ein Sollfahrtflug, der zum Beispiel beim Durchfliegen eines Sinkgebietes die hierzu passende Fahrerhöhung verlangt. Darüber hinaus kann sich der Pilot während des Gleitfluges jetzt voll auf die meteorologische und taktische Optimierung seines Flugweges konzentrieren. Er fliegt beim Einsatz des elektrischen Sollfahrtgebers die Sollfahrt jetzt allein nach Gehör, während Auge und Gehirn, vom Instrumentenbrett gelöst, frei geworden

sind für die Beobachtung der Wolkensituation und ihrer Entwicklung sowie der Geländebeschaffenheit auf Kurs und für die daraus resultierenden taktischen Entscheidungen⁶⁾.

Zu dem eingangs erwähnten Fortschritt im Streckenflug hat auch die neue Generation der Sollfahrtgeber mit Staudruck-Kapillare ihren Beitrag geleistet. Es ist festzustellen, dass hierbei nicht etwa die jetzt gebotene Möglichkeit, der angezeigten optimalen Sollfahrt mit der Präzision eines Computers nachzufliegen, den Ausschlag gab; vielmehr wurde die spürbare Entlastung des Piloten von der Bedienung des Flugzeugs genutzt, taktische Fehlentscheidungen auf der Gleitflugstrecke zu vermeiden und jenen Kurs zu wählen, der Abwindgebiete mit grossen w_m -Werten meidet und statt dessen womöglich durch Steiggebiete führt. Hier wird der Zusammenhang des vereinfachten Sollfahrt-Fluges mit der Delphinflugtechnik deutlich. Dieser Flugstil, bis 1971 nur von wenigen Spitzenpiloten angewandt, hat in den vergangenen Jahren eine erhebliche Verbreitung erfahren und schöne Erfolge gezeitigt^{6, 11, 13, 14, 15, 16)}.

Ein scheinbar unwesentlicher, doch nach den gewonnenen Erfahrungen bedeutsamer Fortschritt liegt auf psychologischem Gebiet. Vor Einführung des akustischen Sollfahrthebers lieferte der Tongenerator beim Durchfliegen eines Abwindfeldes den zugehörigen Sinkton. Dieser wurde vom Piloten einerseits als Hinweis registriert, die Fahrt nach Richt-Angabe zu erhöhen. Andererseits löste der Sinkton bei vielen Piloten eine Stress-Situation aus, die weder dem Flugstil zugute kam, noch der Sicherheit bei der Aufwind-suche in Bodennähe, oder gar der Treffsicherheit von taktischen Entscheidungen, die unter solcher Belastung zu fällen waren. Beim akustisch gesteuerten Sollfahrt-Flug hingegen bleibt das Tonsignal stets nahe der Null-Marke und meidet die entnervenden Sink-Signale.

Es wurde schon erwähnt, dass der Flug nach dem elektrischen Sollfahrtheber das regelmässige Umschalten auf die jeweils erforderliche Funktion – Sollfahrtsanzeige beim Gleitflug oder Steiganzeige beim Flug im Aufwind – erfordert. Hierbei treten zwei Probleme auf: Zum ersten bringt ein Bedienungsfehler der Art, dass die Signale eines auf Variometer-Funktion geschalteten Instruments fälschlicherweise als Sollfahrtskommando interpretiert werden, ganz erhebliche Höhenverluste durch zu

schnelles Fliegen mit sich. Denn in dieser Situation kann die Sinkanzeige des Variometers bei abgeschalteter Staudruck-Kapillare auch durch noch so schnelles Fliegen nicht kompensiert werden. Wenn dann zu allem Überfluss noch eine meteorologische Flugsituation vorliegt, die eine sinnvolle Interpretation des scheinbar geforderten extremen Schnellfluges zulässt – etwa die Querung eines Tales mit möglicher Leewirkung –, sind schnell einige hundert Meter Höhe verloren, ehe der Fehler erkannt wird. Daraus folgt zwingend, dass die Stellung des Kapillaren-Schalters zu jedem Zeitpunkt bekannt und bewusst sein muss. Der Schalter selbst muss im Blickbereich des Piloten liegen. Im übrigen führt der umgekehrte Fehler, das Variometer bei eingeschalteter Staudruck-Kapillare zum Thermik-Kreisen zu verwenden, nur zu unerheblichen Fehlern⁹⁾. Man fliegt in dieser Situation praktisch nach einem Variometer mit verschobenem Nullpunkt. Das zweite Problem ist die Umschaltzeit-spanne beim Übergang von der einen auf die andere Betriebsart des Sollfahrts-Variometers. Sie ist abhängig von der Zeitkonstanten des jeweils verwendeten Variometers. Es kann also nach dem Umschalten durchaus einige Sekunden dauern, bis der Zeiger des Variometers seine Endlage erreicht hat und wieder verlässlich anzeigt. Daraus folgt für die Praxis, dass man schon vor Einflug in den Aufwind von Sollfahrt- auf Variometer-Funktion umschaltet, oder aber in Sollfahrt-Stellung zentriert und erst danach die Kapillare abschaltet. Der Abflug aus dem Steiggebiet muss jedenfalls nach Sollfahrt erfolgen, um das häufig auftretende Fallgebiet am Rand des Aufwindes optimal zu queren. Also sollte schon im letzten Kreis von Variometer auf Sollfahrt umgeschaltet werden.

Auf das Negativ-Konto des Sollfahrts-Variometers kommen also die Möglichkeit der Fehlinterpretationen und das regelmässig erforderliche Umschalten. Das hat zu Versuchen geführt, auf die Variometerbetriebsart ganz zu verzichten und ausschliesslich mit geöffnetem Kapillaren-Schalter zu fliegen. Beim Absuchen schwacher Aufwindfelder in Bodennähe ist dies sicher nicht richtig. Denn jetzt ist das Variometersignal zweideutig: Eine Steiganzeige kann von einer Fahrterhöhung herrühren oder von einem echten Flugzeug-Steigen. Fehldeutungen könnten nur durch exaktes Fahrt-Halten vermieden werden – wie einst vor Einführung der Totalenergie-Kompensation.

Nach den vorliegenden Erfahrungen ist

Brückner mit der Idee der Staudruck-Kapillaren ein brillanter Wurf gelungen – nicht zuletzt dank ihrer einfachen technischen Realisierbarkeit. Es erstaunt daher nicht, dass Sollfahrt-Variometer mit Staudruck-Kapillare eine so schnelle Verbreitung gefunden haben. Sie sind notwendiger Bestandteil der Instrumentierung moderner Segelflzeuge für den Streckenflug geworden.

4.) Zusammenfassung

Der Sollfahrtring am Variometer löst entsprechend der Theorie von McCready zwei Aufgaben: das Durchfliegen einer Luftmasse mit bestem Gleitwinkel und das Optimieren der Reisegeschwindigkeit beim thermischen Streckenflug. Nach einem Vorschlag von Brückner wird dem Piloten das Einhalten der McCready-Sollfahrt durch Verwendung des Sollfahrtsvariometers mit Staudruck-Kapillare entscheidend erleichtert.

Die Funktionsweise dieses neuartigen Segelflug-Instrumentes wird dargestellt und an Beispielen erläutert. Eine Zusammenstellung der bisherigen Erfahrungen mit dem Brücknerschen Sollfahrtsvariometer bestätigen die Überlegenheit des neuen Sollfahrtsystems.

Literatur-Verzeichnis

- 1) Brückner, Egon: Deutsches Bundes-Patent 22 27 600, München 1972.
- 2) Brückner, Egon: Vereinfachter Streckenflug mit Netto-Variometer und Sollfahrtheber, Luftsport 8/1973, Heft 3.
- 3) Westerboer, Ingo: Elektronische Entwicklungen für den Leistungssegelflug. Vortrag auf dem 13. OSTIV-Kongress 1972 in Vrsac, Jugoslawien. (Abdruck in Schweizer «Aero Revue», Basel 1973, Hefte 3, 4 und 5).
- 4) Glöckl, Hans: Instrumenten-Neuheit mit ungeahnten Möglichkeiten, Deutscher Aero Kurier 18/1974, Heft 2.
- 5) Reichmann, Helmut: Das Sollfahrts-Variometer, Deutscher Aero Kurier 18/1974, Heft 5.
- 6) Reichmann, Helmut: Streckensegelflug, Motorbuch-Verlag Stuttgart 1975.
- 7) Brückner, Egon und Ingo Westerboer: Deutsches Bundes-Patent 1 523 270, München 1966.
- 8) Brückner, Egon und Ingo Westerboer: Die elektrischen Variometer den Kinderschuhen entwachsen, Deutscher Aero Kurier 8/1964, Heft 10.
- 9) Jonas, Klaus: Um den optimalen Streckenflug, Deutscher Aero Kurier 14/1970, Heft 6.
- 10) Dinges, Martin: Streckensegelflug-Gedanken zur Optimierung, Deutscher Aero Kurier 15/1971, Heft 5.
- 11) Bohli, Hans: Optimale Delphinfluggeschwindigkeit auf Streckenflügen, Schweizer Aero-Revue, Basel 1971, Heft 8.
- 12) Kauer, E.: McCready-Fliegen ohne Illusionen, Deutscher Aero Kurier 17/1973, Heft 7.
- 13) v. Kalckreuth, Jochen: Segeln über den Alpen, Motorbuchverlag, Stuttgart 1973.
- 14) Kauer, E. und H. G. Junginger: Segelflug im Delphin-Stil, Deutscher Aero Kurier 17/1973, Heft 9.
- 15) Ahrens, Klaus und Peter Sand: Optimales Ausnutzen von Aufwindstrassen in Windrichtung, Deutscher Aero Kurier 18/1974, Heft 8.
- 16) Meyer, Richard: Segelflug im Delphinstil, Schweizer Aero Revue, Basel 1975, Heft 12.