Flugmessungen an einigen Modernen Segelflugzeugen

G. Stich (DFVLR Braunschweig)

Vortrag auf dem XVI. OSTIV-Kongress, Châteauroux, Frankreich (1978)

Bezeichnungen

dT/dH =	–6,5 Grad/km	Temperaturgradient
d_{w_a}/d_s	m/s/m	Aufwindgradient
ΔH	m	Höhenstufe
Δh	m	Höhendifferenz
H_m	m	mittlere Höhe
MSL	–	bezogen auf Meereshöhe
P_m	N/m^2	mittlerer Druck
$P_o = 101325$	N/m^2	Druck in MSL
$R = 287,05$	Nm/kgK	Gaskonstante
T_m	K	mittlere Temperatur
$T_o = 288,15$	K	Temperatur in MSL
Δt	S	Zeitdifferenz
w_S	m/s	Sinkgeschwindigkeit
Δw_S	m/s	Sinkgeschwindigkeitsdifferenz
w_{SK}	m/s	Sinkgeschwindigkeit des Kalibrierflugzeuges
ρ_m	kg/m^3	mittlere Luftdichte
$\rho_o = 1,225$	kg/m^3	Luftdichte in MSL

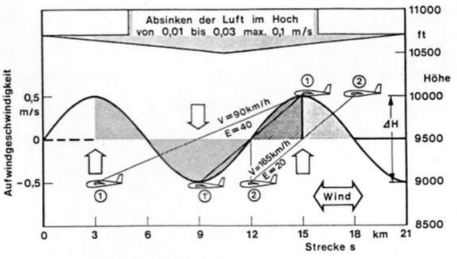
1. Einleitung

In den vergangenen Jahren sind von der Gruppe Segelflug und Leichtflugzeuge der Deutschen Forschungs- und Versuchsanstalt für Luft- und Raumfahrt (DFVLR) mit der tatkräftigen Unterstützung der Interessengemeinschaft Deutscher Akademischer Fliegergruppen (Idaflieg) einige moderne Segelflugzeuge in den Flugeigenschaften und Flugleistungen vermessen worden. Die im Flugversuch bestimmte Geschwindigkeitspolare und die von unterschiedlichen Piloten beurteilten Flugeigenschaftsergebnisse dienen in erster Linie dazu, den Flugzeugkonstrukteuren der Akademischen Fliegergruppen und der Segelflugzeugindustrie Unterlagen in die Hand zu geben, mit denen sie ihre bei der Rechnung und Konstruktion gemachten Annahmen überprüfen können. Aus der Kenntnis des gerade erreichten Leistungsstandes und mit Berücksichtigung der neuesten Theorien und Windkanalmessungen werden immer wieder neue Möglichkeiten aufgezeigt. Es wird die Grundlage geschaffen, auf der man mit mehr oder weniger gewagten konstruktiven Schritten oder mit vielen kleinen Verbesserungen die Entwicklung des Segelflugzeugs im Zellenbau, in den Flugeigenschaften und Flugleistungen vorantreiben kann. Natürlich sollen durch diese Messungen auch reelle Leistungsdaten für die grosse Anzahl der Leistungssegelflieger und Wettbewerbspiloten geschaffen werden.

Von den vielen in den früheren Jahren durchgeführten Messmethoden zur Bestimmung der Flugleistungen von Gleitflugzeugen haben sich das Höhenstufenverfahren und das Vergleichsflugverfahren durchgesetzt. Beide Messverfahren zeigen Vor- und Nachteile, die sich nur zum Teil ergänzen.

2. Höhenstufenverfahren

Das Höhenstufenverfahren ist das ältere und wurde von W. Spilger [1], H. Zacher [2], A. Raspet [3], H. J. Merklein [4], P. Bikle [5] angewandt. Von R. H. Johnson [6] wird dieses Verfahren nach einigen Verbesserungen wieder zur Leistungsvermessung moderner Segelflugzeuge benutzt. Beim Höhenstufenverfahren (Bild 1) wird im Geradeausflug bei konstant gehaltenem Staudruck eine Höhendifferenz, auch Höhenstufe genannt, von z. B. 1000 ft durchflogen. Aus der mittleren Höhe H_m, der mittleren Temperatur T_m und der Zeitdifferenz Δt für die Höhenstufe ΔH lässt sich die Sinkgeschwindigkeit w_S bezogen auf Meereshöhe nach den in Bild 1 angegebenen Gleichungen berechnen. Leider bleibt diesem einfachen Verfahren ein grosser Nachteil nicht erspart. Die für die Vermessung zur Verfügung stehenden Luftschichten sind am frühen Morgen zwar turbulenzarm, weisen aber meist beträchtliche Schwingungen auf. Um einen annähernd gerechten Vergleich zwischen beiden Messverfahren zu erreichen, wurde in Bild 1 eine Atmosphäre gewählt, wie sie in der Norddeutschen Tiefebene im Durchschnitt anzutreffen ist. Es wird in diesem Beispiel angenommen, dass sich eine atmosphärische Schwingung, ähnlich einer stehenden Welle, in Windrichtung mit einer Wellenlänge von 12 km und einer Amplitude von ±0,5 m/s aufgebaut hat.



Einfluß der Luftbewegung auf das Höhenstufenverfahren

Vorteile:

1. geringer Geräteaufwand
2. wenig qualifiziertes Personal
3. einfache Meßinstrumente

Nachteile:

1. stark wetterabhängig
2. 5 ÷ 10 Meßpunkte pro Geschwindigkeitsstufe
3. zusätzliche Fahrtkalibrierung
4. sehr großer Meßzeitraum
5. zu hohe Kosten

Meßgerätefehler ≈ ± 3 %
Wetterfehler ≈ ± 15 %

Gleichungen:

(1) $w_S = \frac{\Delta H}{\Delta t} \cdot \sqrt{\frac{\rho_m}{\rho_o}}$

(2) $\rho_m = \frac{P_m}{T_m \cdot R}$

(3) $P_m = P_o \left(1 + \frac{dT}{dH} \cdot \frac{H_m}{T_o}\right)^{5,2559}$

gilt von H = - 5000 m bis H = 11000 m

Bild 1 : Höhenstufenverfahren

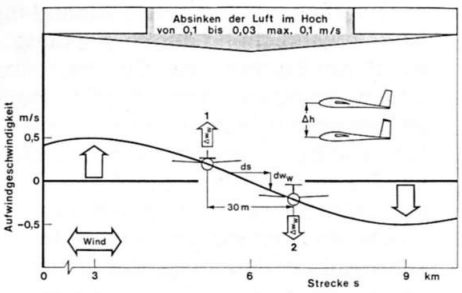
In Bild 1 fängt die Höhenstufe für den Messpunkt 90 km/h in einem Scheitelpunkt der Schwingung, Stelle (1), an und endet nach einer vollen Schwingung wieder im Scheitelpunkt (1). Es ist hier leicht zu erkennen, dass sich das Segelflugzeug zu gleichen Teilen in auf- und absteigenden Luftmassen befand. Das Integral über der Kurve von (1) nach (1) ergibt Null. Das gilt ebenso für den Messpunkt 165 km/h, wenn der Anfangspunkt in (1) liegt. Befindet sich der Anfangspunkt per Zufall um eine viertel Wellenlänge nach rechts verschoben in Punkt (2), was während des Messfluges mit einfachen Hilfsmitteln nicht feststellbar ist, durchfliegt das Segelflugzeug bei der Mess-Stufe 165 km/h nur aufsteigende Luftmassen. Die ausgewertete Sinkgeschwindigkeit wird um die mittlere Steiggeschwindigkeit der Luftmassen von 0,32 m/s geringer sein als das wirkliche Eigensinken des Segelflugzeugs.

An diesen drei Beispielen ist sehr deutlich zu sehen, dass es ein glücklicher Zufall wäre, wenn bei der Vermessung einer gesamten Geschwindigkeitspolare Anfang und Ende der Höhenstufen gerade so liegen würden, dass das Integral der vertikal bewegten Luft über der zurückgelegten Strecke gerade Null wird. Um diesen Wetterfehler möglichst klein zu halten, sollten die Messungen stets gegen oder mit dem Wind geflogen werden. Zusätzlich tritt noch ein kaum erfassbarer Fehler auf. Wegen der Sichtbedingungen und der Verhinderung von Tau- oder Reifansatz auf den Flächen kann nur bei fast wolkenfreiem Himmel, d.h. bei Hochdruckwetterlagen, gemessen werden. Im Hoch sinken die Luftmassen ab und können z.B. in 14 000 ft eine Vertikalgeschwindigkeit von 0,01 bis 0,03 und maximal 0,1 m/s erreichen. Mit abnehmender Höhe wird die Sinkgeschwindigkeit geringer. Trotz der hohen Genauigkeit der gesamten Messapparatur, die ungefähr

einen Fehlerbereich von ±3% abdeckt, liegt der maximal zu erwartende Fehler bei ±18% der polaren Sinkgeschwindigkeit. Der nicht mehr übersehbare grosse Wettereinfluss kann nur durch eine Vielzahl von Messpunkten pro Geschwindigkeitsstufe eliminiert werden. Dieses erfordert eine grosse Anzahl von Messflügen und damit viel Zeit und Geld. Die Höhenstufenvermessung des Cirrus B, D-0471, in Bild 2 zeigt deutlich diese grosse Messpunktestreuung, die zum überwiegenden Teil auf den Einfluss der bewegten Atmosphäre zurückzuführen ist. Die Fahrtkalibrierung wurde ähnlich wie bei R. H. Johnson [6] mit einer Schleppsonde für den statischen Druck und einer Kielschen Sonde für den Gesamtdruck durchgeführt. Eine Stoppuhr und ein kalibrierter Höhenmesser, dessen Hysterese jeweils am Anfang und am Ende einer Messstufe durch Klopfen gegen das Abdeckglas beseitigt wurde, standen als Messgeräte zur Verfügung. Alle Spalten des neu geschliffenen Cirrus B wie am Rumpfflächenübergang und am Höhenleitwerk waren abgeklebt. Eine leicht negative Einstellung beider Querruder bei Quersteuerausschlag Null wurde beseitigt. Eine anschliessende Kontrollmessung mit einer schon vor den Verbesserungsarbeiten im Vergleichsflug vermessenen ASW-19 erbrachte die gleiche Geschwindigkeitspolare.

3. Vergleichsflugverfahren

Aufgrund dieser starken Wetterabhängigkeit und der vielen kostspieligen Flugzeugschlepps sind wir in Deutschland dazu übergegangen, die Fluglei-



Aufwindgradient $dw_w / d_s = -0{,}00026\ m/s/m$

Einfluß der Luftbewegung auf das Vergleichsflugverfahren

Vorteile:

1. geringe Wetterabhängigkeit
2. gleichzeitig Fahrtkalibrierung
3. geringer Zeitaufwand
4. ein Meßpunkt pro Geschwindigkeitsstufe
5. geringe Kosten

Nachteile:

1. Kalibrierflugzeug
2. vier qualifizierte Personen
3. zwei Flugzeugschleppmaschinen
4. großer Auswertungsaufwand
5. Polare nicht immer voll ausmeßbar

Gleichungen:

(1) $\Delta w_S = \frac{\Delta h}{\Delta t} \sqrt{\frac{\Delta p_o}{p_o}}$

(2) $\rho_m = \frac{p_m}{T_m \cdot R}$

(3) $p_m = p_o \left(1 + \frac{dT}{dH} \cdot \frac{H_m}{T_o}\right)^{5{,}2559}$

(4) $w_S = w_{SK} + \Delta w_S$

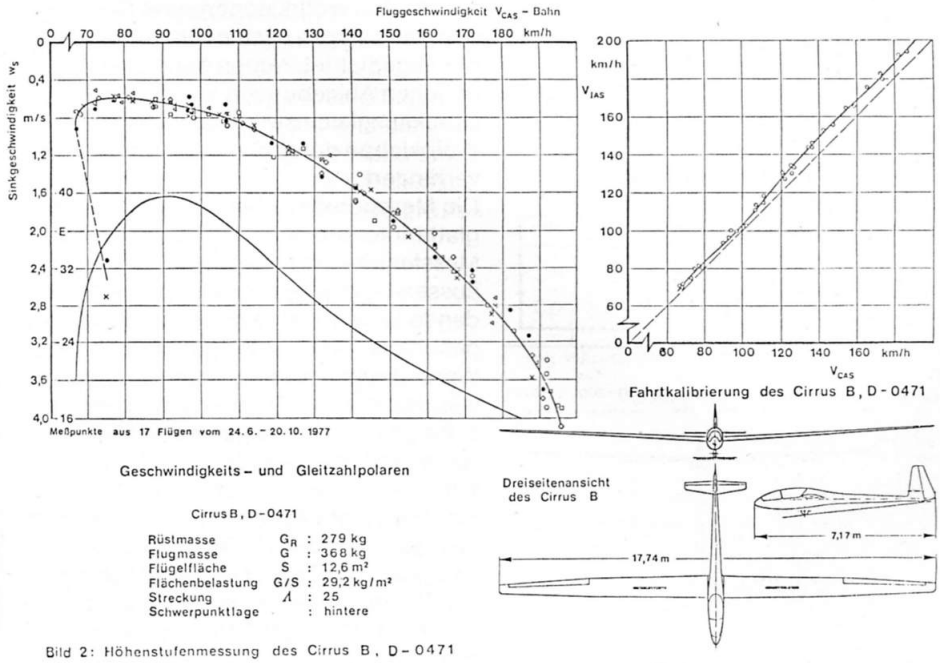
Auswerte- und Gerätefehler ≈ ± 5 %
Wetterfehler ≈ 0 bis ± 1 %

Bild 3 : Vergleichsflugverfahren

stungen im Vergleichsflug (Bild 3) zu vermessen. Voraussetzung dazu ist, dass ein Kalibrierflugzeug, in unserem Fall der Cirrus B, zur Verfügung steht. Beim Messflug fliegen das Kalibrier- und zu vermessende Segelflugzeug im sauberen, aber nicht zu engen Verband nebeneinander her. Relativbewegungen zueinander sind möglichst klein zu halten und besonders im Augenblick der Messaufnahme zu vermeiden. So werden in mehreren Mess-Stufen mit unterschiedlichen Geschwindigkeiten Messpunkte für den gesamten Polarenbereich erflogen. Die Höhendifferenz bei Beginn und Ende der Mess-Stufe werden fotografisch registriert. Aus den bekannten Rumpflängen, die als Referenzmass dienen, lassen sich die Höhenunterschiede der beiden Segelflugzeuge ermitteln. Mit dieser Höhendifferenz Δh, der gestoppten Zeit Δt, der gemittelten Lufttemperatur T_m, der gemittelten Höhe H_m über Meereshöhe der jeweiligen Mess-Stufe und mit Hilfe der bekannten Sinkgeschwindigkeit w_{S_K} des Kalibrierflugzeugs erhält man nach den Gleichungen (1) bis (4) die Sinkgeschwindigkeit w_S des Vergleichsflugzeugs.

In mehreren Mess-Stufen wird auf diese Weise die gesuchte Geschwindigkeitspolare ermittelt.

Das Vergleichsflugverfahren zeichnet sich im Vergleich zum Höhenstufenverfahren durch einige Vorteile aus. Diese Messmethode ist nahezu wetterunabhängig, es wird gleichzeitig eine Stau-Statikkalibrierung vorgenommen, der gesamte Zeitaufwand und damit auch die Kosten sind geringer, und man benötigt nur einen Messpunkt pro Geschwindigkeitsstufe. Als Nachteile sind anzuführen, dass ein Kalibrierflugzeug und mindestens vier eingearbeitete Personen zur Durchführung der Messung benötigt werden. Ausserdem müssen die Piloten das Fliegen im engen Verband, ohne Fahrtschwankungen zuzulassen, geübt haben. Zwei Flugzeugschleppmaschinen und der grössere Auswertungsaufwand sind zusätzliche Nachteile dieses Verfahrens. Weitere Schwierigkeiten können besonders dann auftreten, wenn etwa im Langsam- oder Schnellflug die Leistungsunterschiede zwischen Kalibrierflugzeug und dem zu vermessenden Flugzeug so gross werden, das nur durch Variation von Ballast gesicherte Messpunkte erflogen werden können. Verstärkt gilt dies auch für den Sackflug, der nur selten im Vergleichsflug vermessen werden kann. In Bild 3 wird versucht, den Wettereinfluss auf die Genauigkeit des Messverfahrens aufzuzeigen. Um einen Vergleich mit den Höhenstufenverfahren anzustellen, wird hier die gleiche atmosphärische Schwingung wie beim Höhenstufenverfahren zur Beurteilungsgrundlage genommen. Die Schwingung ist aus Darstellungsgründen etwas gespreizt worden. Fliegt der Vergleichsflugverband gegen oder mit dem Wind, so werden die auf- und absteigenden Luftmassen ohne irgendeinen Einfluss auf die Messgenauigkeit gemeinsam durchflogen. Nur Turbulenzen in Windscherungen oder in der Thermik könnten beim Eintauchen in niedrigere und labilere Luftschichten die Genauigkeit des Verfahrens beeinflussen. Selbst im schlechte-



Cirrus B, D-0471

Rüstmasse	G_R	: 279 kg
Flugmasse	G	: 368 kg
Flügelfläche	S	: 12,6 m²
Flächenbelastung	G/S	: 29,2 kg/m²
Streckung	Λ	: 25
Schwerpunktlage		: hintere

Bild 2: Höhenstufenmessung des Cirrus B, D-0471

sten Fall, wenn der Verband quer zum Wind und in der in Bild 3 dargestellten Position fliegt, ist der Fehler nur gering. Der Aufwindgradient ist an dieser Stelle am grössten und beträgt $d_{w_w}d_s = -0{,}00026$ m/s/m. Das heisst, dass das Flugzeug 1 um $\Delta_{w_w} = 0{,}004$ m/s geringeres Sinken hat, während das zweite Flugzeug um den gleichen Wert grösseres Sinken aufweist. Das im Vergleichsflug zu vermessende Flugzeug 2 wird in diesem Beispiel aufgrund der schwingenden Luftmassen um 0,008 m/s ≈ 0,01 m/s zu schlecht vermessen.

Bei der Vergleichsflugmethode spielt der beim Höhenstufenverfahren dominierende Störfaktor, der Wetterfehler unter der Voraussetzung turbulenzfreier Luft fast keine Rolle mehr. Der grösste Fehler bei der Vergleichsflugmessung kann durch Unregelmässigkeiten in der Flugbahn entstehen. Er hängt wesentlich von der Erfahrung der Segelflugzeugpiloten, aber auch vom Geschick des Beobachters ab, den richtigen Zeitpunkt für Beginn und Ende einer Mess-Stufe zu wählen. Im ungünstigsten Fall, bei Addition aller Einzelfehler in einer Richtung, können dies 5 Prozent Fehler in der Sinkgeschwindigkeit für den Einzelpunkt sein. Für die Polare, die ja bestimmte Ablagen der Messpunkte von der Kurve zulässt, kann mit einer Genauigkeit von 2 Prozent gerechnet werden.

4. Flugeigenschaftsermittlung

Ein Segelflugzeug darf aber nicht einseitig von der Geschwindigkeitspolare her beurteilt werden. Entscheidend für eine Verwirklichung der Flugleistung ist, ob der Spitzen- oder Durchschnittspilot während verschiedener Flugmanöver, sei es in ruhiger oder turbulenter Luft, wie sie besonders beim Kreisen in der Thermik auftritt, die im Geradeausflug unter idealen Bedingungen vermessenen Leistungswerte verwirklichen kann. Auf der Grundlage des immer wieder verbesserten Prüfprogramms von H. Zacher [7] wurden bei den Idaflieg-Vergleichsflügen regelmässig Flugeigenschaftsuntersuchungen von vielen Piloten unterschiedlicher Erfahrung durchgeführt. Mit wenigen Hilfsmitteln wie Stoppuhr, Steuerkraft- und Steuerwegmesser sowie dem «Phipsitheta» wurde das Prüfprogramm durchgeflogen. Das «Phipsitheta» ist eine markierte Folienscheibe, die zur Abschätzung der drei Fluglagewinkel benutzt wird. Wegen der Bewertung durch verschiedene Piloten kann der Einfluss von Vorurteilen und subjektiven Erfahrungen kaum wirksam werden.

Neben der Zustandsbeschreibung des Segelflugzeugs bei der Leistungsvermessung wird versucht, in einem kurzen, allgemein gehaltenen Flugeigenschaftsbericht die Messungen der Idaflieg- und DFVLR-Piloten wiederzugeben. Das Segelflugzeug wird dabei in seiner Führerraumgestaltung, im Langsamflug- und Überziehverhalten, in seinen Manövriereigenschaften, Thermikflug- und Landeeigenschaften kurz beschrieben.

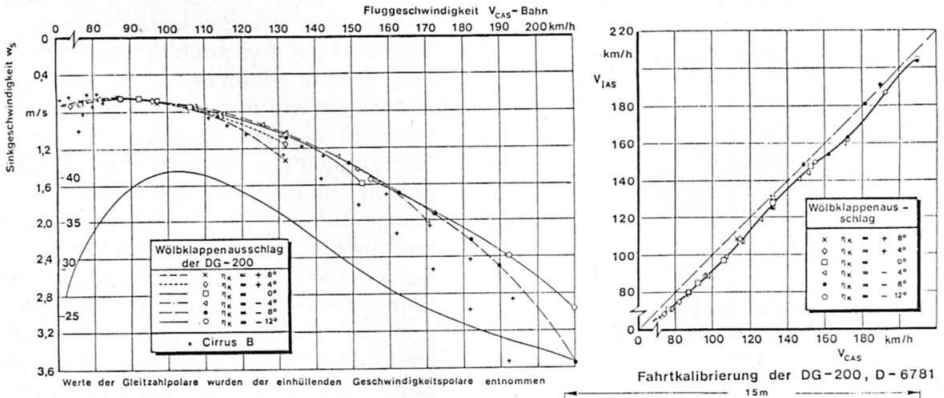
5. Vergleichsflugmessungen und Flugeigenschaften einiger Segelflugzeuge der FAI-15-m-Klasse (Rennklasse)

In den folgenden Bildern werden die Geschwindigkeitspolaren der einzelnen Wölbklappenstellungen, die Gleitzahlpolare, die Fahrtkalibrierung, die Dreiseitenansicht und einige Zustandsdaten der Segelflugzeuge angegeben. Die üblichen Werte der minimalen Sinkgeschwindigkeit und der maximalen Gleitzahl werden in diesem Vortrag nicht angegeben. Diese Werte beschreiben meiner Meinung nach die tatsächliche Leistungsfähigkeit eines Segelflugzeugs nicht! Besonders bei den Wölbklappenflugzeugen wird höchstens zu 10 Prozent im Bereich der minimalen Sinkgeschwindigkeit und der maximalen Gleitzahl geflogen. Es existieren kaum Segelflugzeuge, die ihre minimale Sinkgeschwindigkeit in jenem Bereich der Geschwindigkeitspolare verwirklichen, in dem beim «Kurbeln» tatsächlich geflogen wird. Ebenso spielt sich der optimale Flug zwischen den Aufwinden meist bei Geschwindigkeiten ab, die sehr viel höher liegen als bei der Geschwindigkeit der grössten Gleitzahl.

5.1 DG-200, D-6781 (Bild 4)

Wie gut die Messpunkte einer Vergleichsflugmessung liegen können, zeigt die Leistungsvermessung der DG-200, D-6781. Das Messwetter und die Zusammenstellung der Messmannschaft waren ideal. Die DG-200 befand sich in einem sehr guten Zustand. In der Röhre für die Unterbringung der Sauerstofflasche waren 24 kg Blei untergebracht. Die Wölbklappen- und Querruderspalte waren nach oben und unten hin abgedichtet. Neben den allgemein üblichen Abklebungen wurde der Druckausgleich zwischen Rumpf und Wölbklappe durch Schaummaterial verhindert.

Die Messpunkte reihen sich erstaunlich glatt hintereinander auf. Der gesamte Messfehler dürfte bei dieser Messung äusserst gering sein. Die ohne verbindende Linie eingezeichneten Kreuzchen geben die Cirrus-B-Polare mit und ohne Wasserballast wieder. Es ist erstaunlich, wie weit der +8-Grad-Klappenausschlag reicht. Die allgemein stark schleifenden Übergänge der Wölbklappenpolaren werden durch die –12-Grad-Klappenpolare abgeschlossen, die doch sehr plötzlich bei 165 km/h CAS wirksam wird. Der Fahrtmesser zeigt durchschnittlich 8 km/h zu wenig an, wie im Diagramm der Fahrtkalibrierung zu sehen ist.



Geschwindigkeits- und Gleitzahlpolaren

Fahrtkalibrierung der DG-200, D-6781

		DG-200 D-6781	Cirrus D-0471
Rüstmasse	G_R :	257 kg	279 kg
Flugmasse	G :	365 kg	375/474 kg
Flügelfläche	S :	10 m²	12,6 m²
Flächenbelastung	G/S :	36,5 kg/m²	29,8/37,6 kg/m²
Streckung	Λ :	22,5	25,0
Schwerpunktlage	:	mittlere	hintere

5 Meßflüge vom 5. bis 7. 4. 1978 (Braunschweig)

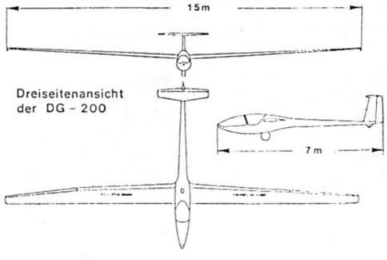
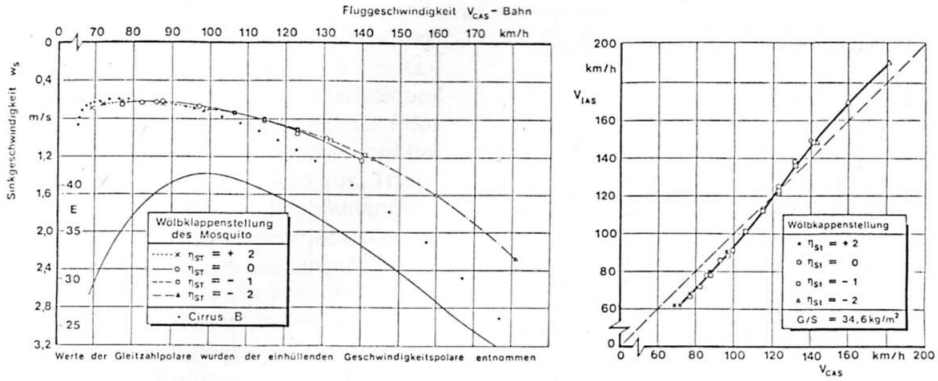


Bild 4: Vergleichsflugmessungen zwischen Cirrus B, D-0471, und DG-200, D-6781



Geschwindigkeits- und Gleitzahlpolaren

Fahrtkalibrierung des Mosquito, D - 1303

			Mosquito D - 1303	Cirrus D - 0471
Rüstmasse	G_R	:	265 kg	279 kg
Flugmasse	G	:	339 kg	355 kg
Flügelfläche	S	:	9,8 m²	12,6 m²
Flächenbelastung	G/S	:	34,6 kg/m²	28,2 kg/m²
Streckung	Λ	:	23,0	25,0
Schwerpunktlage		:	hintere	hintere

2 Meßflüge am 16. 8. 1977 (Aalen, Idaflieg)

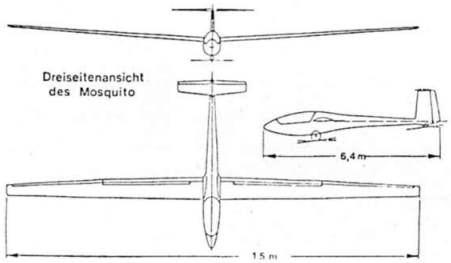


Bild 5 : Vergleichsflugmessungen zwischen Cirrus B, D - 0471, und Mosquito, D - 1303

Der Ein- und Ausstieg wird durch die etwas kleine Einstiegsöffnung behindert. Die Sitzmulde ist angenehm geformt. Die Sicht ist hervorragend. Die Bedienungsorgane der Bremsklappe, des Fahrwerks, der Wölbklappe und der Trimmung liegen alle an der linken Bordwand. Der etwas klein ausgefallene Fahrwerkshebel stört bei der Betätigung der Trimmung. Die Quersteuerwirksamkeit bei gleichzeitig empfindlicher Höhensteuerwirksamkeit ist vom Anschleppen an hervorragend. Die allgemein guten und angenehmen Überzieh- und Manövriereigenschaften werden noch durch die 45-Grad-Kurvenwechselzeit von 3,2 Sekunden bei 96 km/h angezeigter Fahrt und +8 Grad gefahrenen Wölbklappen übertroffen. Die Wölbklappen fahren beim Quersteuerausschlag etwas differenziert mit. Sehr angenehm sind die Thermik- und Langsamflugeigenschaften. Die Bremsklappen und die Landeklappenstellung erlauben steile und präzise Landeanflüge.

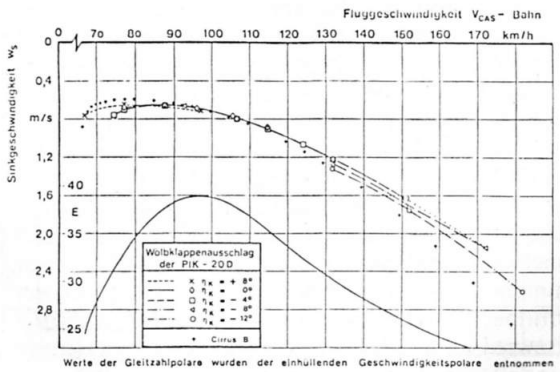
5.2 Mosquito, D-1303 (Bild 5)

Bei diesem Mosquito handelt es sich um den Prototyp, der nach einem schweren Bruch wieder aufgebaut wurde. Er diente für Vorführungsflüge und war nicht mehr 100%ig sauber in der Oberfläche. Auch hier liegen die Messpunkte sehr gut, was auf eine geringe Fehlerwahrscheinlichkeit schliessen lässt. Die einzelnen Wölbklappenbereiche schneiden sich stark schleifend. Nur durch genaues Verfolgen der Symbole ist es möglich, den Übergang von den Klappenstellungen –1 auf –2 zu finden. Die Fahrtkalibrierung zeigt einen der Sinusschwingung ähnlichen Verlauf.

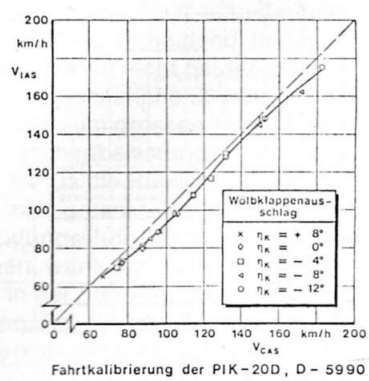
Der Ein- und Ausstieg gestaltet sich nicht sehr angenehm. Der etwas komplizierte Haubenmechanismus lässt die Haube nur mühsam schliessen und öffnen. Viel Komfort bietet der Führerraum. Der Fahrwerkshebel liegt rechts. Die anderen auf der linken Seite liegenden Bedienungshebel konnten deshalb angenehm positioniert und gut bedienbar untergebracht werden. Bei der Untersuchung der Manövriereigenschaften fiel die etwas zu geringe Seitensteuerwirksamkeit auf. Die 45-Grad-Kurvenwechselzeiten bei 90 km/h IAS und Wölbklappenstellung 0 lagen bei 3,5 Sekunden. Bei der Kurbelgeschwindigkeit von 84 km/h IAS und Wölbklappenstellung +2 erhöhte sich die benötigte Zeit auf 4,1 Sekunden. In der Thermik ist der Mosquito allgemein angenehm zu fliegen. Die Annäherung an die Überziehgeschwindigkeit wird durch leichtes Taumeln angezeigt. Die Flügelenddrehklappen arbeiten als Bremsklappen gut. Beim Ausfahren der Flügelenddrehklappen muss aber besonders auf die Fahrt geachtet werden, da einerseits der starke Bremseffekt die Geschwindigkeit sehr schnell abbaut und andererseits eine merkbare schwanzlastige Trimmzustandsänderung auftritt. Beim Fahren der Flügelenddrehklappen in Bodennähe verlängert der starke Bodeneffekt die Ausgleitstrecke.

5.3 PIK-20 D, D-5990 (Bild 6)

Das Segelflugzeug befand sich in einem sehr guten Zustand. Es war nicht besonders für den Messflug vorbereitet worden ausser den normal üblichen Abklebungen. Diese Leistungsvermessung ist vielleicht nicht ganz überzeugend gelungen. Besonders im Schnellflug fehlen einige Messpunkte. Trotzdem ist klar erkennbar, dass bei einem Wölbklappenwinkel von –4 Grad ein überraschend grosser Geschwindigkeitsbereich abgedeckt wird. Die auf –8 Grad ausgeschlagene Wölbklappe wird etwa ab 165 km/h CAS wirksam, während für den –12-Grad-Ausschlag eigentlich keine Notwendigkeit zu finden ist. Die Geschwindigkeitspolare für



Geschwindigkeits- und Gleitzahlpolaren



Fahrtkalibrierung der PIK-20D, D - 5990

			PIK-20D D-5990	Cirrus D - 0471
Rüstmasse	G_R	:	235 kg	279 kg
Flugmasse	G	:	311 kg	364 kg
Flügelfläche	S	:	10 m²	12,6 m²
Flächenbelastung	G/S	:	31,1 kg/m²	28,9 kg/m²
Streckung	Λ	:	22,5	25,0
Schwerpunktlage		:	vordere	hintere

3 Meßflüge vom 24. bis 26. 8. 1977 (Aalen, Idaflieg)

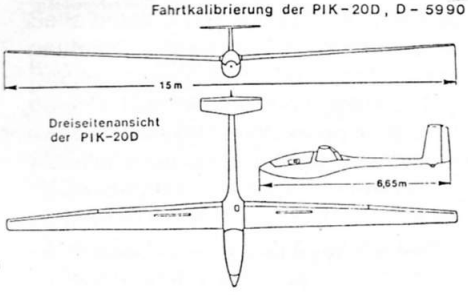
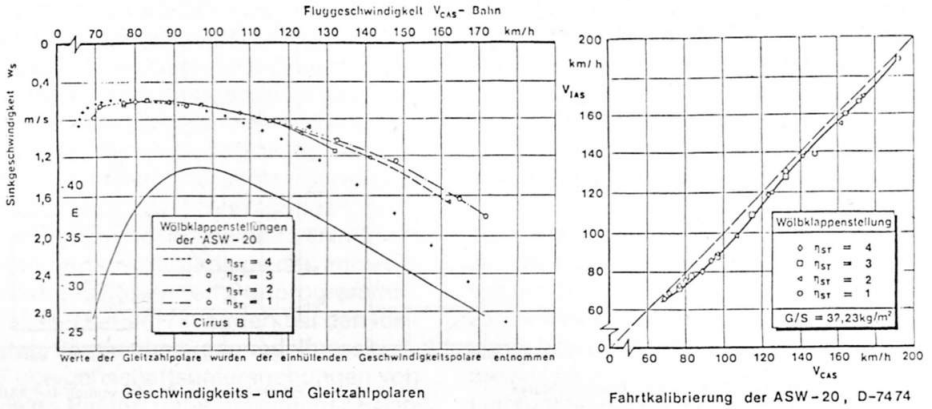


Bild 6 : Vergleichsflugmessungen zwischen Cirrus B, D - 0471, und PIK - 20D, D-5990

den Wölbklappenausschlag +8 Grad reicht bei verhältnismässig hoher Sinkgeschwindigkeit deutlich unter 70 km/h CAS.
Die Führerraumgestaltung macht sich vom Ein- bis zum Ausstieg durch eine überraschende Unauffälligkeit bemerkbar. Es waren weder hervorragend gelungene noch auffällig schlechte Bedienungselemente zu notieren. Nur die Reibung des Ausklinkseiles war etwas zu gross, was sich besonders durch unsicheres Einklinken des Schleppseiles bemerkbar machte. Die Manövrier-, Überzieh- und Thermikeigenschaften sind angenehm. Die 45-Grad-Kurvenwechselzeit lag beim Wölbklappenausschlag von 0 Grad und 98 km/h angezeigter Fahrt, welche der 1,4fachen der angezeigten Minimalfahrt entspricht, bei gemittelten 3,4 Sekunden. Der Landeanflug in den Landeklappenkonfigurationen bereitete mit den gut wirkenden Bremsklappen keine Schwierigkeiten.



Geschwindigkeits- und Gleitzahlpolaren

Fahrtkalibrierung der ASW-20, D-7474

		ASW-20 D-7474	Cirrus D-0471
Rüstmasse	G_R :	263 kg	279 kg
Flugmasse	G :	338 kg	356 kg
Flügelfläche	S :	10,5 m²	12,6 m²
Flächenbelastung	G/S :	32,2 kg/m²	28,3 kg/m²
Streckung	Λ :	21,4	25,0
Schwerpunktlage	:	vordere	hintere

3 Meßflüge vom 21. bis 26.8.1977 (Aalen , Idaflieg)

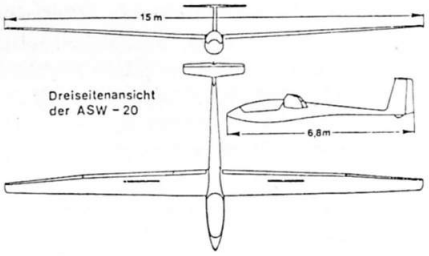
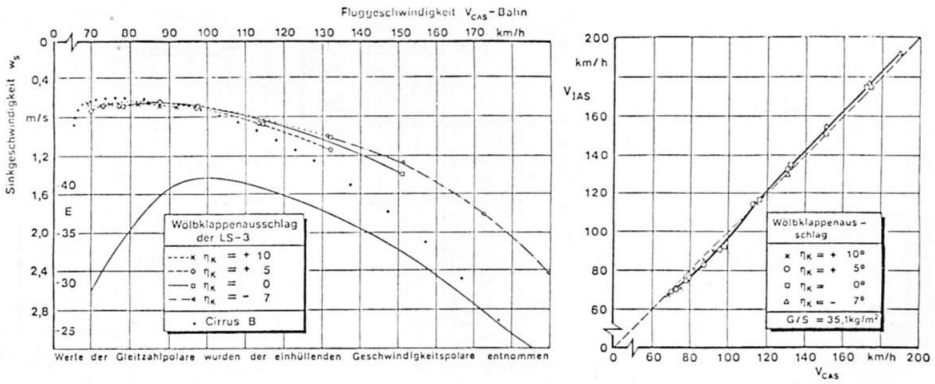


Bild 8 : Vergleichsflugmessungen zwischen Cirrus B, D-0471, und ASW 20, D-7474

5.4 LS-3, D-6654 (Bild 7)
Die LS-3 wurde der Idaflieg im tadellosen Zustand übergeben. Sie hatte gegenüber den bis zu diesem Zeitpunkt ausgelieferten Serienflugzeugen neben den normalen Abklebungen zusätzliche Abdichtungen auf der Oberseite des Querruder-Wölbklappenspaltes (Flaperon-Spalt) und zum Rumpf hin.
Auch diese Leistungsmessung wurde unter Zeitdruck erflogen und zeigt einige Mängel. Beim 0-Grad-Wölbklappenausschlag liegen 2 Messpunkte deutlich von der Kurve entfernt. Der Geschwindigkeitsbereich für den Wölbklappenausschlag –7 Grad wurde nicht weit genug zu den niedrigen Geschwindigkeiten hin vermessen. Der Schnittpunkt mit der Wölbklappenpolare 0 Grad fehlt. Die Polare der Schnellflugklappenstellung ist aber durch vier Messpunkte gesichert. Erstaunlich gering ist der Fehler in der Fahrtanzeige.
Der Ein- und Ausstieg ist bequem. Der Sitzkomfort lässt keine Wünsche offen. Die Betätigung der Steuerung und des Ausklinkgriffes, der direkt auf dem Oberschenkel liegt, ist sehr angenehm. Einen sehr guten Eindruck hinterliess die Radbremsbedienung, die von den Seitensteuerpedalen aus über Fersendruck betätigt wird. Trimmung, Fahrwerks- und Bremsklappenhebel sind links untergebracht. Die etwas hoch liegende Wölbklappenbetätigung weist zu grosse Verstellwege auf. Das weich gefederte Fahrwerk und die gut wirkenden Querruder gestalten den Flugzeugschleppstart problemlos. Überzieh-, Thermikflug- und Manövriereigenschaften sind sehr angenehm. Die Kurvenwechsel von 45 Grad Schräglage bei 1,4facher minimaler Fahrt = 102 km/h IAS und Wölbklappenausschlag 0 Grad ergaben eine Zeit von 3,2 Sekunden. Mit Wölbklappe auf + 10 Grad und 93 km/h IAS wurden 3,4 Sekunden gemessen. Die nur nach oben auszufahrenden doppelstöckigen Bremsklappen ermöglichen steile Anflüge. Das gut gefederte Fahrwerk mildert die Lande- und Rollstösse sehr angenehm. Hervorzuheben ist nochmals die sehr gut zu bedienende und wirksame Radbremse.



Geschwindigkeits- und Gleitzahlpolaren

Fahrtkalibrierung der LS-3, D-6654

		LS-3 D-6654	Cirrus D-0471
Rüstmasse	G_R :	283 kg	279 kg
Flugmasse	G :	268 kg	355 kg
Flügelfläche	S :	10,5 m²	12,6 m²
Flächenbelastung	G/S :	35,0 kg/m²	28,2 kg/m²
Streckung	Λ :	21,4	25,0
Schwerpunktlage	:	hintere	hintere

3 Meßflüge vom 25. bis 26.8.1977 (Aalen , Idaflieg)

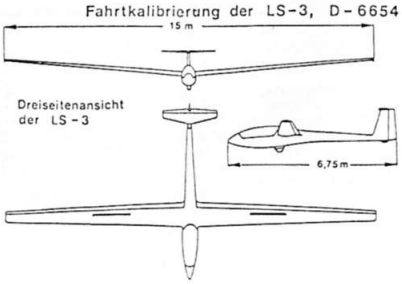


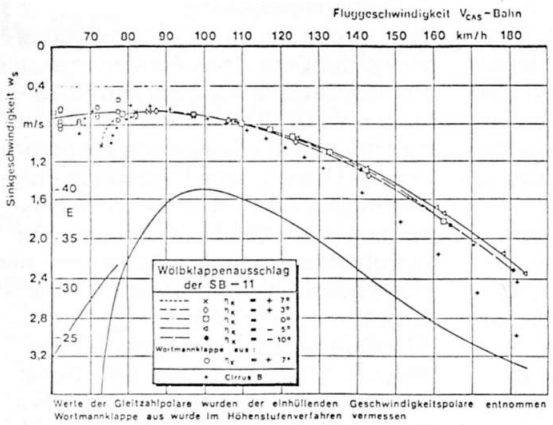
Bild 7 : Vergleichsflugmessungen zwischen Cirrus B, D-0471, und LS-3, D-6654

5.5 ASW-20, D-6654 (Bild 8)
Diese ASW-20 ist eines der ersten Segelflugzeuge aus der Serienproduktion. Es dürfte daher mit den nachfolgenden nicht mehr vollständig übereinstimmen. Bei den Messungen war die ASW-20 wie allgemein üblich abgeklebt.
Wie bei der LS-3 ist auch hier die Schnellflugklappenstellung 1 nicht weit genug zum Langsamflug hin vermessen worden. Die vier Messpunkte dieser Klappenstellung lassen aber einen gesicherten Polarenverlauf zu.
Bis auf das Einfädeln der Beine zwischen Instrumentenbrett und Bordwand hindurch ist der Einstieg bequem. Der

Sitz könnte etwas komfortabler sein. Die Sicht nach vorn wird geringfügig eingeschränkt. Die Belüftung der Kabine über NACA-Einläufe, die beiderseits des Rumpfes unterhalb der Flächenwurzel eingebaut sind, reicht bei heissen Wetterlagen nicht aus. Trimmung, Wölbklappen-, Bremsklappen- und Fahrwerkshebel befinden sich auf der linken Seite. Bis auf das im Anschleppvorgang gelegentliche Ablegen einer Fläche, was zum Teil auf das zu niedrige Fahrwerk zurückzuführen ist, bereitet der Flugzeugschlepp keine Probleme. Die Manövrier- und Thermikflugeigenschaften sind angenehm und ausgeglichen. Das Überziehverhalten ist nicht ohne Probleme, da das Abkippen über die Fläche doch sehr heftig erfolgt. In der Wölbklappenkonfiguration 3 wurde bei einer Fahrt von 91 km/h IAS eine 45-Grad-Kurvenwechselzeit von 3,1 Sekunden gemessen. Die Landeklappenstellung 5 und die Bremsklappen erlauben sehr steile Anflüge ohne jegliches Ausschiessen am Boden. Landeanflüge mit der Landeklappenstellung 5 sind aber mit Vorsicht durchzuführen. Ein Einfahren der Landeklappen in Bodennähe würde mit einem Durchsakken und einer harten Landung enden.

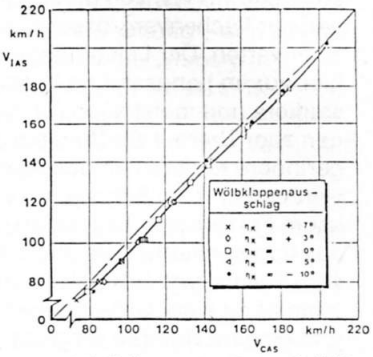
5.6 SB-11, D-1177 (Bild 9)

Nach dem Erstflug am Pfingstsonntag, dem 14. Mai 1978, standen zunächst noch reine Flugerprobungsflüge und der Standschwingversuch zur Flatteruntersuchung in Göttingen aus. Erst am 1. und 2. Juni bestand eine Möglichkeit, Leistungsvermessungen an der nicht ganz fertigen und noch grob geschliffenen SB-11 durchzuführen. Der Schwerpunkt lag im vordersten noch zulässigen Schwerpunktbereich, fast im 1/4-Punkt der geometrischen Bezugsflügeltiefe. Die maximal möglichen Leistungen waren deshalb bei diesen Messungen nicht zu erwarten. Da der Cirrus B als Kalibrierflugzeug unter 70 km/h für Vergleichsflugmessungen nicht einsetzbar ist, musste die SB-11 mit ausgefahrenen Wortmannklappen zusätzlich im Höhenstufenverfahren vermessen werden. Die Streuung der Messergebnisse zeigt deutlich, dass der Wetterfehler beim Höhenstufenverfahren sehr stark in die Messgenauigkeit eingeht. Der Übergang der so gefundenen Polare mit ausgefahrener Wortmannklappe zur Geschwindigkeitspolare mit eingefahrener Wortmannklappe verläuft ohne Sprung. Eine wichtige Aussage ist darin zu finden, dass bei einem Wölbklappenausschlag von –10 Grad keine Leistungsverbesserung im Schnellflug zu erwarten ist.



Werte der Gleitzahlpolare wurden der einhüllenden Geschwindigkeitspolare entnommen
Wortmannklappe aus wurde im Höhenstufenverfahren vermessen

Geschwindigkeits – und Gleitzahlpolaren



Fahrtkalibrierung der SB – 11, D 1177

		SB – 11 D – 1177	Cirrus B D – 0471
Rüstmasse	G_R :	263 kg	279 kg
Flugmasse	G :	359 kg	374 / 475 kg
Flügelfläche	S :	10,56/13,2 m²	12,6 m²
Flächenbelastung	G/S :	34,0 /27,2 kg/m²	29,7/ 37,7 kg/m²
Streckung	Λ :	21,3 /17,0*	25,0
Schwerpunktlage	:	vorderste zul.	hintere

*Wortmannklappe aus
5 Messflüge am 1. und 2.6 1978 (Braunschweig, Akaflieg)

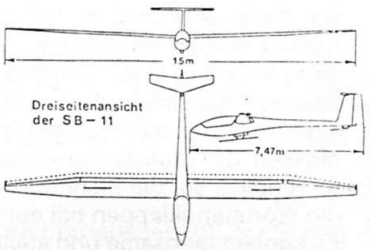


Bild 9 : Vergleichsflug – und Höhenstufenvermessung der SB – 11 , D – 1177

Der Einstieg erfolgt ähnlich wie bei der ASW-20, deren Rumpfvorderteil mit dem der SB-11 identisch ist. Die nach rechts verlegte Fahrwerksbetätigung lässt für den zusätzlichen Wortmannklappenhebel genügend Platz übrig. Die Betätigungskräfte liegen im Fluge beim Aus- und Einfahren bei etwa 100 bzw. 150 N. Wölbklappen- und Bremsklappenhebel sind angenehm angeordnet. Die Trimmung liegt etwas zu weit vorn. Der Flugzeugschleppstart kann mit ein- und ausgefahrenen Wortmannklappen durchgeführt werden. Die Manövrier- und Überzieheigenschaften sind bei eingefahrener Wortmannklappe sehr angenehm. Die Thermikflugeigenschaften mit ausgefahrener Wortmannklappe erinnern an die langsam fliegenden Holzflugzeuge früherer Zeiten. Bei eingefahrener Wortmannklappe dagegen sind die Thermikflugeigenschaften vergleichbar mit denen anderer «Rennklasseflugzeuge». Mit ausgefahrener Wortmannklappe und den gut wirksamen nur auf der Oberseite ausgefahrenen doppelstöckigen Schempp-Hirth-Klappen können langsame und steile Landeanflüge durchgeführt werden. Zum Abschluss der hier beschriebenen Segelflugzeuge muss noch darauf hingewiesen werden, dass die Flugeigenschaftsbeschreibung und die Geschwindigkeitspolaren für andere Stücke gleichen Musters nur bedingt gültig sind. Ein Vergleich von Flugzeugen hinsichtlich der Geschwindigkeitspolaren und der Flugeigenschaften setzt voraus, dass die Fahrtmessanlagen kalibriert, Flugzeugmassen und Schwerpunktlagen bekannt sind und korrekt berücksichtigt werden. Ausserdem muss der Einfluss der Beschaffenheit der Segelflugzeuge (Oberflächengüte, Flügelrumpfübergang usw.) berücksichtigt werden.

6. Stand der Segelflugzeugentwicklung

Nach der Einführung der FAI-15-m-Klasse (Rennklasse) ist der erwartete Leistungsanstieg gegenüber der Standardklasse bei gleicher Handlichkeit eingetreten. Der Leistungsanstieg ist aber nicht wie erwartet durch den besseren Langsamflug und Schnellflug eingetreten, sondern nur aufgrund des besseren Schnellfluges. Die etwas grösseren Gleitzahlen, etwa 40 gegenüber 37, sind nicht entscheidend. In der Thermik sind sie nicht besser eher schlechter als manche Standardflugzeuge, was zum grossen Teil auf die zu hohen Flächenbelastungen zurückzuführen ist. Da die Rümpfe der FAI-15-m-Klasse zum grossen Teil aus der letzten Entwicklungsstufe der Standardklasse stammen, war kaum ein grosser Fortschritt in der Führerraumgestaltung zu erwarten. Bei einigen Rümpfen mit der Fahrwerksbetätigung auf der linken Seite brachte der zusätzliche Wölbklappenhebel im allgemeinen Nachteile im Bedienungskomfort. Die Handhabung der FAI-15-m-Klasse am Boden und in der Luft unterscheidet sich von der Standardklasse bis auf den zusätzlichen Wölbklappenhebel kaum. Zum Teil vorteilhaft haben sich die zusätzlichen Landeklappenstellungen bei der Landung herausgestellt.

Ein weiterer wenn auch teurerer Leistungsgewinn ist von den Segelflugzeugen mit flächenvergrössernden Klappen zu erwarten. Der Leistungsgewinn wird hier nur im Langsamflug liegen, da das stärkere und meist auch ruhigere Steigen zum Thermikzentrum hin durch geringere Kreisradien ausgeflogen werden kann. Im Schnellflug werden kaum Fortschritte zu erzielen sein, da aus flugmechanischen Gründen grössere Seiten- und Höhenleitwerkshebelarme nötig sind. Grössere Leitwerke und längere Rümpfe vergrössern aber die Widerstand erzeugenden Flächen, was besonders die Schnellflugleistung negativ beeinflusst. Der enge und langsame Kreisflug in der Thermik birgt weitere Probleme in den Manövriereigenschaften, die noch gelöst werden müssen. Ein grosser Vorteil besonders im Hinblick auf die Sicherheit bringen die Wortmannklappen bei der Landung. Es können langsame und steile Anflüge mit anschliessend kurzem Ausrollweg durchgeführt werden.

7. Zusammenfassung

Die Gruppe Segelflug und Leichtflugzeuge der Deutschen Forschungs- und Versuchsanstalt für Luft- und Raumfahrt e.V. (DFVLR) hat in Zusammenarbeit mit den Akademischen Fliegergruppen an einigen Segelflugzeugen Flugleistungs- und Flugeigenschaftsmessungen durchgeführt. Nach einer Gegenüberstellung der Höhenstufen- und Vergleichsflugverfahren wurde über die Ergebnisse der Flugleistungs- und Flugeigenschaftsmessungen einiger Segelflugzeuge der FAI-15-m-Klasse berichtet. Abschliessend wurde über den Stand der Segelflugzeugentwicklung vorgetragen.

Den Eigentümern der Segelflugzeuge gilt hier der besondere Dank, ebenso den vielen Akafliegen, die sich an den Versuchen beteiligt haben sowie den Herren Ing. (grad.) H. Gnatz, Ing. (grad.) M. Karg, Dipl.-Ing. H. Laurson und Dipl.-Ing. Zacher, die bei der Vorbereitung und Durchführung tätig waren und manche Anregung gaben.

8. Literatur

[1] SPILGER, W. Flugleistungsmessungen an verschiedenen Segelflugzeugen.
Jahrbuch 1937 der Deutschen Luftfahrtforschung (siehe auch: Jahrbuch 1938 der Deutschen Luftfahrtforschung).

[2] ZACHER, H. Ergebnisse der Leistungsmessung und Flugeigenschaftsprüfung des Segelflugzeuges D 30 «Cirrus«.
Mitteilungen der Flugtechnischen Fachgruppen, Heft 1/1944.

[3] RASPET, A. Systematic Improvement of the Drag Polar of the Sailplane RJ-5. Soaring. September bis Oktober 1951.

[4] MERKLEIN, H. J. Bestimmung der aerodynamischen Beiwerte durch Flugmessungen an 12 Segelflugzeugen mit Brems- und Landeklappen.
Bericht Nr. 63 der Flugwissenschaftlichen Forschungsanstalt E.V. München, Dezember 1963. Auszüge daraus: Flugleistungsmessungen an 12 Segelflugzeugen.
Deutscher Aerokurier 12/1963 und 1/1964.

[5] BIKLE, P. E. Sailplane Performance Measured in Flight Technical Soaring.
Aero-Revue 6/1972, OSTIV Publication XI.

[6] JOHNSON, R. H. Flight Test Polar Measurements of Modern Sailplanes.
OSTIV Publication XIV.

[7] ZACHER, H. Flugeigenschaftsuntersuchungen an 14 Segelflugzeugen.
Bericht Nr. 40 der Flugwissenschaftlichen Forschungsanstalt E. V. München, Dezember 1960 und: Luftfahrt-Forschungsbericht des BVM Heft 7/1961.