

VORSCHLÄGE ZUR ZAHLENMÄSSIGEN ERFASSUNG VON FLUGEIGENSCHAFTEN

(Flugeigenschaftsrichtwerte)

von Dipl.-Ing. Hans ZACHER.

A. EINLEITUNG.

Für Motorflugzeuge sind in den Vorschriften verschiedener Länder sowie in den ICAO-Empfehlungen Flugeigenschaftsforderungen und -richtlinien einschliesslich der Prüfmethode festgelegt worden. Für Segelflugzeuge findet man dagegen nur wenig [1]*, obwohl die Zahl der Berichte mit qualitativen Bemerkungen ziemlich gross ist. Nur die britischen Vorschriften und in ganz kleinem Umfang die niederländischen und französischen geben Zahlenwerte [2]. Die „DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT FÜR LUFTFAHRT“ hatte schon früher Flugeigenschaftsrichtlinien für Motorflugzeuge aufgestellt [3], die jedoch nicht ohne weiteres auf Segelflugzeuge übertragen werden können. In Zusammenarbeit mit ihr wurden daher durch die Akademischen Fliegergruppen an den Technischen Hochschulen (Flugtechnische Fachgruppen) in den Jahren 1937 bis 1943 auch 14 verschiedene Segelflugzeuge nach einem stetig verbesserten Programm flugeigenschaftsmässig geprüft [4]. Die D 30 „CIRRUS“ und die D 28 b „WINDSPIEL“ wurden dann systematisch mit mehreren Einflussgrössen untersucht [5], [6].

Die nun folgenden Ausführungen sollen die Anregung geben zum Messen der Flugeigenschaften weiterer Segelflugzeuge nach international einheitlichen, möglichst einfachen Prüfmethode, um zunächst einmal vergleichbare Unterlagen zu bekommen, mit denen später bessere Vorschläge ausgearbeitet werden können. Die bereits bekannten Messwerte [4], [5], [6] und die hier vorgeschlagenen, zunächst unverbindlichen Richtwerte sollen schon jetzt dem Nachflieger bei der Erprobung eines neuen Modells einen Anhalt für sein Flugprogramm und dem Konstrukteur einen Hinweis auf Verbesserungen geben [8].

Es wird auch in weiterer Zukunft in der Beurteilung der Flugeigenschaften vieles subjektiv bleiben oder nur qualitativ festzustellen sein, da ja der „Charakter“ eines Flugzeuges nicht nur in Zahlen gefasst werden kann und darf. Gerade die subjektiven Feststellungen geben Hinweise auf wichtige Punkte, die genauer untersucht werden müssen: dagegen könnten allzu starre Prüfmethode und Richtwerte die Entwicklung hemmen oder sogar unerwünschte Entwicklungsrichtungen hervorrufen. Das letzte Urteil spricht der Mensch, nicht die Zahl.

Der für wissenschaftliche Messungen übliche Geräteeinbau ist kostspielig, schwer, umfangreich und zeitraubend, die Auswertung der Ergebnisse ist oft langwierig und nur von Fachkräften ausführbar. Es bleibt aber trotzdem notwendig und verdientvoll, die Flugeigenschaften besonders interessanter Segelflugzeuge nach wissenschaftlichen Methoden mit entsprechenden Geräten zu untersuchen - wenn auf diese Weise auch nicht jedes Segelflugzeugmuster vermessen werden kann.

Man sollte aber versuchen, die Flugeigenschaften aller Segelflugzeuge mit einfachsten Mitteln, möglichst mit Bordinstrumenten und wenigen Hilfsgeräten, zu erfassen. Die folgenden Anregungen sind daher auf die praktischen Möglichkeiten und Bedürfnisse abgestellt und auf theoretische und empirische Erkenntnisse gestützt.

B. VORBEREITUNG DER PRÜFFLÜGE.

Als Hilfsmittel für die Flugeigenschaftsmessungen werden benutzt:

- 1.) Bordgeräte (Geschwindigkeitsmesser, Höhenmesser, eventuell noch Variometer, die nur in Sonderfällen genau zu eichen sind);

* Siehe Schrifttumsverzeichnis auf Seite 32.

- 2.) Stoppuhr;
- 3.) kurzes Bandmass (zum Bestimmen der Steuerwege);
- 4.) Federwaage (zum Bestimmen der Steuerkräfte);
- 5.) Protokollbrett;
- 6.) Querneigungslinien an der Verglasung (0° , 20° , 30° , 45°);
- 7.) Wollfaden auf Haubenmitte (zur Kennzeichnung des Schiebewinkels 0°).

Vor Beginn der Messflüge ist der Flugzeugzustand genau zu ermitteln und in einem Zustandsprotokoll Auskunft zu geben über Rüstgewicht, Zuladungsgewicht, Schwerpunktlage, Einstell- und Ruderausschlagwinkel, Oberflächenbeschaffenheit, Reibung und Steifigkeit der Steuerung, besondere Ein- und Anbauten usw. Ausserdem ist das Messprogramm festzulegen und das Flugprotokoll vorzubereiten.

Nicht zuletzt soll an die Sicherheitsmassnahmen gedacht werden: ich erinnere nur an Fallschirmmitnahme, Prüfung der Aussteigemöglichkeiten, Beachtung ausreichender Flughöhe und gegebenenfalls Notlandemöglichkeiten, Einhaltung der Zulassungsdaten des Segelfluggesetzes usw.

Bei allen Bestrebungen der Flugzeugführer, so objektiv wie möglich zu messen, bleibt es trotzdem nicht aus, dass ein subjektiver Einfluss in die Ergebnisse eingeht. Es wird daher vorgeschlagen, die wesentlichen Feststellungen möglichst durch 3 Flugzeugführer treffen zu lassen und gelegentlich sogar auch 3 verschiedene Stücke eines Musters durchzuprüfen, um alle Einflussgrössen zu erfassen.

C. VERGLEICHS- UND RICHTWERTE DER FLUGEIGENSCHAFTEN.

Ich möchte nun die einzelnen Flugeigenschaftsgebiete in der Reihenfolge besprechen, in der sie zweckmässigerweise geprüft werden, nachdem man sich vorher in einigen Flügen eingefühlt und eine Uebersicht verschafft hat.

I. Ueber das **Langsamflugverfahren** sind Angaben in den britischen, niederländischen und französischen Vorschriften sowie in den ICAO-Empfehlungen und DVL-Richtlinien zu finden. Nach diesen sollen hier die Prüfmethode festgelegt und die Empfehlungen dazu angegeben werden:

- 1.) Aus dem Geradeausflug mit $v = 1,2 \cdot v_{\min}$ wird langsam (mit etwa 1,5 km/h je sek.) überzogen bis zum Knüppelanschlag. Hierbei sollen die Ruder noch wirksam und die Steuerkraft auf Knüppel-Nullstellung gerichtet sein. Die Geringstgeschwindigkeit im stationären Geradeausflug v_{\min} (als Bezugsgeschwindigkeit für die weiteren Messungen) wird zusammen mit den Beobachtungen protokolliert. ~ Eine Vorwarnung durch Leitwerkschütteln ist erwünscht. Die Gier- und Rollbewegungen sollen durch Seitenruder aussteuerbar sein und dabei keine grösseren Querneigungswinkel als 20° auftreten.
- 2.) Aus dem Geradeausflug mit $v = 1,2 \cdot v_{\min}$ soll, mit Seitenruder in Nullstellung, schnell bis zum Anschlag gezogen werden. Hierbei darf das Segelflugzeug über den Flügel abkippen, doch soll der Querneigungswinkel nach 10 sek. 20° (in Sonderfällen 30°) nicht überschritten haben.
- 3.) Aus dem Geradeausflug mit einem Schiebewinkel von etwa 5° und $v = 1,2 \cdot v_{\min}$ soll langsam überzogen werden. Hierbei darf ebenfalls nach 10 sek. der Querneigungswinkel 20° (beziehungsweise 30°) nicht überschritten haben. Wenn es gelingt, Querneigungsänderungen durch Steuerbestätigung zu verhindern, so darf das Verhalten noch als harmlos bezeichnet werden.
- 4.) Im sauberen Kurvenflug mit 30° Querneigung und $v = 1,4 \cdot v_{\min}$ soll langsam überzogen werden. Auch hierbei wird gefordert, dass nach 10 sek. eine Querneigungsvergrösserung durch Steuerbewegung auf 20° beschränkt bleibt.

Das gleiche Prüfprogramm wird für mehrere Schwerpunktlagen, Klappenstellungen und sonstige Einflusswerte durchgeflogen.

Zu diesen Prüfmethode und Richtwerten sind noch keine systematischen Ergebnisse bekannt, so dass es der Diskussion und der Nachprüfung in der Praxis überlassen bleibt, ob ihre Anwendung gerechtfertigt ist.

II. Die Gleichgewichtsgeschwindigkeit (d.h. die Geschwindigkeit bei losem Knüppel) sollte etwa zwischen den Geschwindigkeiten des besten Gleitens und des besten Sinkens liegen. Da diese beiden Werte jedoch in den meisten Fällen nur rechnerisch ermittelt und kaum praktisch gemessen werden, wird empfohlen, eine Normalgeschwindigkeit zu wählen, die sich auf das vorher festgestellte v_{\min} bezieht. Wenn man ausreichend weit von den Eigenschaftsbesonderheiten der $c_{a \max}$ -Nähe bleiben will, ist der britische Vorschlag gut geeignet: danach wird die Gleichgewichtsgeschwindigkeit festgelegt zu $v_{G1} = 1,4 \cdot v_{\min}$, die einem c_a von etwa $\frac{c_{a \max}}{2}$ entspricht (früher wurde gelegentlich

die Gleichgewichtsgeschwindigkeit bestimmt aus $v_{G1} = v_{\min} + 20 \text{ km/h}$, die für schnelle, neuere Segelflugzeuge sicherlich zu niedrig ist). Es sollte gefordert werden, dass sich diese Gleichgewichtsgeschwindigkeit für den zulässigen Schwerpunktlagenbereich im Mittel bei losem Knüppel einstellt, wenn keine Trimmung vorhanden ist. Mit Trimmung dagegen sollte für alle zulässigen Schwerpunktlagen eine Gleichgewichtsgeschwindigkeit von $1,2 \dots 2,0 \cdot v_{\min}$ einstellbar sein, wobei $2,0 \cdot v_{\min}$ etwa gleich der Flugzeugschleppgeschwindigkeit wäre.

III. Es wird vorausgesetzt, dass statische Längsstabilität vorhanden ist (siehe unten bei Höhensteuerhandwege und -kräfte). Hinsichtlich der Prüfung der dynamischen Längsstabilität finden sich nur in den britischen und niederländischen Vorschriften einige Hinweise ohne Zahlenangaben. Als allgemeine Forderung wird erhoben, dass zwischen $1,1 \cdot v_{\min}$ und v_{\max} dynamische Längsstabilität, wenn auch schwach, vorhanden ist. Mit Hilfe einer theoretischen Betrachtung [7], die ich auszugsweise wiedergeben will, lässt sich zeigen, dass die Dämpfung der Längsbewegung näherungsweise von der Güte des Flugzeuges (seiner Gleitzahl) abhängig ist. Die Schwingungsdauer wird aus

$$T = 2 \pi \sqrt{\frac{l}{g}} \quad \text{mit } l = h = \frac{v^2}{2g}$$

bestimmt zu

$$T_{\text{theor}} = \frac{\pi \sqrt{2}}{g} \cdot v$$

entsprechend

$$T \approx \frac{v}{3} \quad \text{mit } v \text{ in [km/h], } T \text{ in [sek]} \dots \dots \dots (1)$$

Wegen der Stabilität und anderer Einflüsse wird die wirkliche Schwingungsdauer

$$T_{\text{wirkl}} = f \cdot T_{\text{theor}}$$

worin nach Flugmessungen (bei üblicher Schwerpunktlage) $f = 1,6$ im Mittel ist, so dass für die Schwingungsdauer folgende einfache Formel gilt:

$$T \text{ [sek]} \approx 0,2 \cdot v \text{ [km/h]} \dots \dots \dots (2)$$

Als Dämpfungsmass der Schwingung soll das Verhältnis Halbwertzeit *) zu Schwingungsdauer betrachtet werden. Die Halbwertzeit ist

$$t_H = \frac{\ln 2}{\frac{c_w}{c_a} \cdot g} \cdot v$$

entsprechend

$$t_H \text{ [sek]} \approx 0,02 \cdot \frac{c_a}{c_w} \cdot v \text{ [km/h]} \dots \dots \dots (3)$$

*) Halbwertzeit ist die Zeit, bei der die Amplitude der Schwingung auf den halben Ausgangswert zurückgegangen ist.

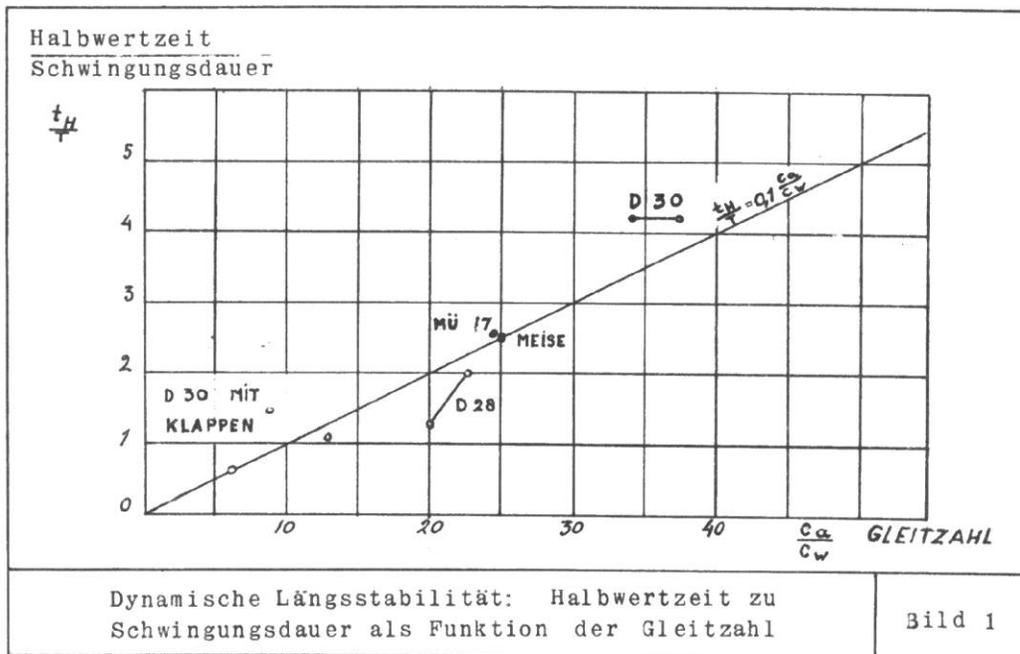
Diese Beziehung stimmt etwa mit 20% Genauigkeit für die meisten Segelflugzeuge, gilt jedoch nicht im Bereich des $c_{a \max}$ und für aussergewöhnliche Formen.

Nach Division der Formeln (3) durch (2) ergibt sich

$$\frac{t_H}{T} \approx 0,1 \cdot \frac{c_a}{c_w}$$

als eine Näherungsbeziehung, die zunächst nur vorsichtig herangezogen und noch einmal überprüft werden sollte.

Das würde bedeuten, dass z.B. die Längsschwingung der „OLYMPIA-MEISE“ mit einer Gleitzahl von 25 nach 2,5 Schwingungen auf den halben Ausgangswert abgeklungen ist. Dieser Wert stimmt gut mit der Messung überein. Einige Ergebnisse sind in Bild 1 dargestellt, das auch den Dämpfungseinfluss der Klappen bei der D 30 sehr gut zeigt.

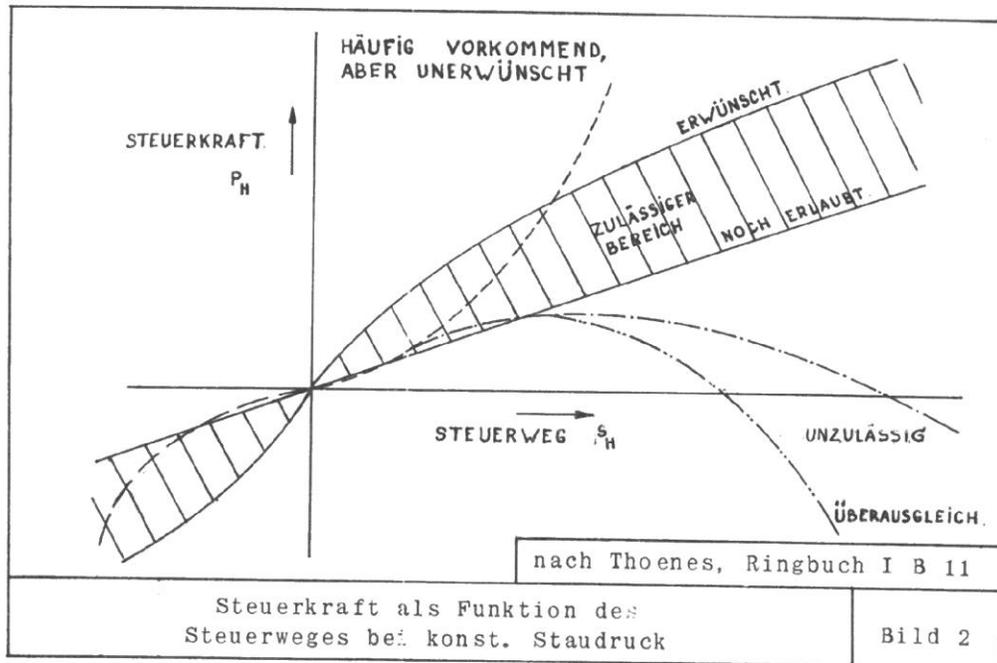


Die vorstehende Betrachtung sollte zu erkennen geben, welche Grössenordnung der Dämpfungswerte man erwarten kann, und dass es wahrscheinlich unmöglich ist, einen einheitlichen Richtwert für alle Güteklassen festzulegen.

Als Prüfmethode wird empfohlen, aus dem Gleichgewichtszustand bei losem Höhensteuer langsam auf etwa 20% Ubergeschwindigkeit zu drücken, dann den Knüppel loszulassen und den Ausschwingvorgang zu beobachten.

- IV. Ueber die Steuerbarkeit finden sich wenige Angaben in den britischen, niederländischen und französischen Vorschriften sowie in den DVL-Richtlinien. Die Steuerwege, -kräfte und -wirkungen, ihre Abstimmung untereinander, sollten in einem weiten Bereich (zwischen v_{\min} und v_{\max}) bei mehreren Einflussgrössen (Schwerpunktlage, Klappenstellungen u. a.) zunächst einmal subjektiv beurteilt werden. Um das weitere Prüfprogramm nicht zu umfangreich zu machen, brauchen nur einige charakteristische Punkte herausgegriffen zu werden. Als solche werden vorgeschlagen: $v = 1,4 \cdot v_{\min}$ bei vorderer und hinterer Schwerpunktlage.

Beispiele für den Kraft-Weg-Verlauf bei näherungsweise konstantem Staudruck werden in Bild 2 angegeben.



Steuerkraft als Funktion des Steuerweges bei konst. Staudruck

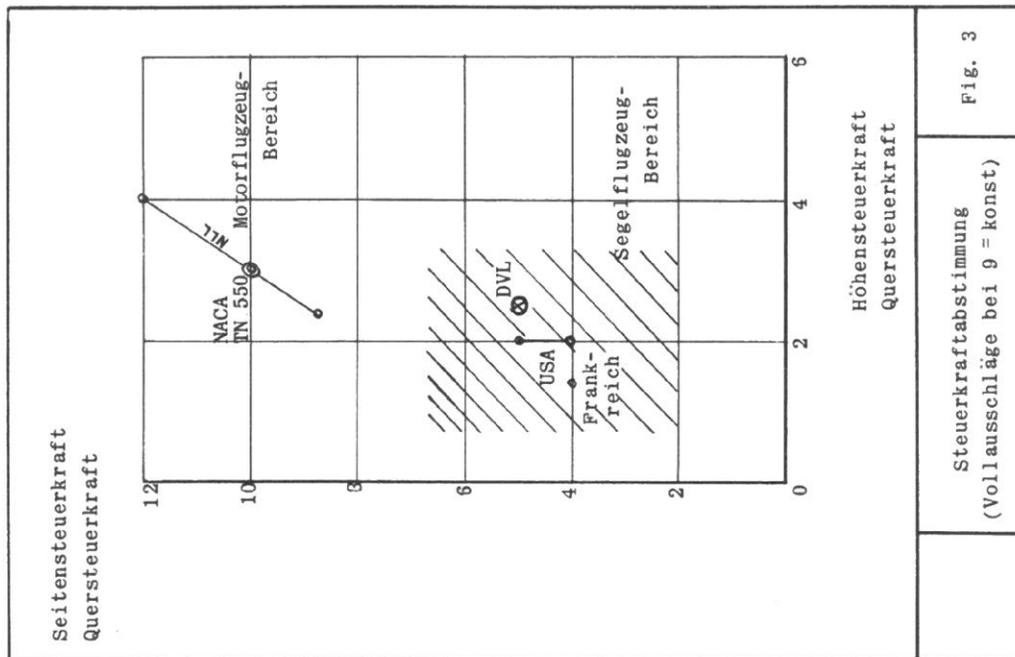
Bild 2

Die Kraftabstimmung der Steuer untereinander für vollen Ausschlag bei näherungsweise konstantem Staudruck ist von verschiedenen Seiten hinsichtlich ihrer Annehmlichkeit untersucht worden. Dabei ist natürlich auch die absolute Grösse der Kräfte und die Dauer ihrer Aufbringung von gewissem Einfluss. Für Vollausschläge sollte bei $v = 1,4 \cdot v_{\min}$ und bei einem Fluggewicht bis etwa 500 kg die Quersteuerkraft 2 bis 4 kg, die Höhensteuerkraft 5 bis 10 kg und die Seitensteuerkraft 10 bis 20 kg nicht überschreiten. Andererseits sollten - aus Schulungs- und Beanspruchungsgründen - die Steuerkräfte nicht zu klein oder gar von Reibungskräften überdeckt werden. Grundsätzlich sollte jedenfalls das Quersteuer die geringste und das Seitensteuer die grösste Kraftanstrengung erfordern. In Bild 3 (siehe nächste Seite) ist über dem Verhältnis

$$\frac{\text{Höhensteuerkraft}}{\text{Quersteuerkraft}} \text{ das Verhältnis } \frac{\text{Seitensteuerkraft}}{\text{Quersteuerkraft}}$$
 aufgetragen; die von verschiedenen Stellen angegebenen Werte sind eingezeichnet. Vorzuschlagen als Richtwert ist ein Bereich etwa um den Punkt DVL.

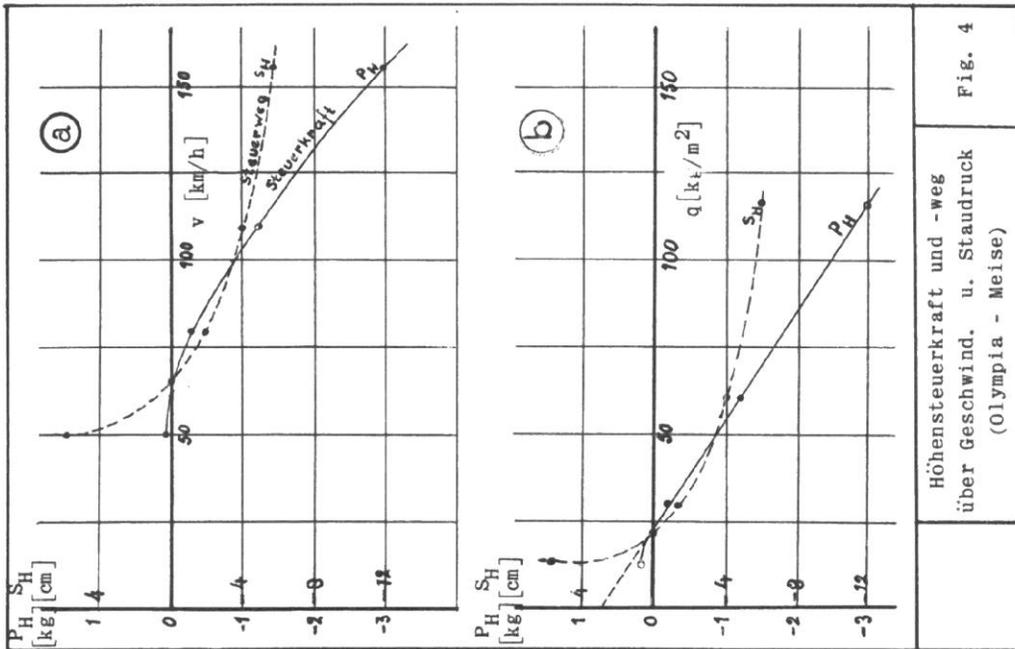
- V. Bei den Höhensteuerkräften ist zunächst der Reibungseinfluss zu prüfen, der entsprechend den britischen und niederländischen Vorschriften innerhalb eines Bereiches von $\pm 0,2 \cdot v_{\min}$ bei losem Knüppel liegen sollte. Das bedeutet: wenn der Knüppel bei einer Geschwindigkeit ober- beziehungsweise unterhalb der Gleichgewichtsgeschwindigkeit langsam freigegeben wird, dann darf die sich einstellende Geschwindigkeit nur + beziehungsweise - $0,2 \cdot v_{\min}$ vom Mittelwert abweichen.

Der Handkraft- und der Handwegverlauf über der Geschwindigkeit wird oft als „Stabilität der Kraft bzw. dem Weg nach“ bezeichnet. Wenn auch ein grosser Einfluss der Schwerpunktlage vorhanden ist, so spricht man doch besser von einem „Staudruckhand-“



Steuerkraftabstimmung
(Vollausschläge bei $\theta = \text{konst}$)

Fig. 3

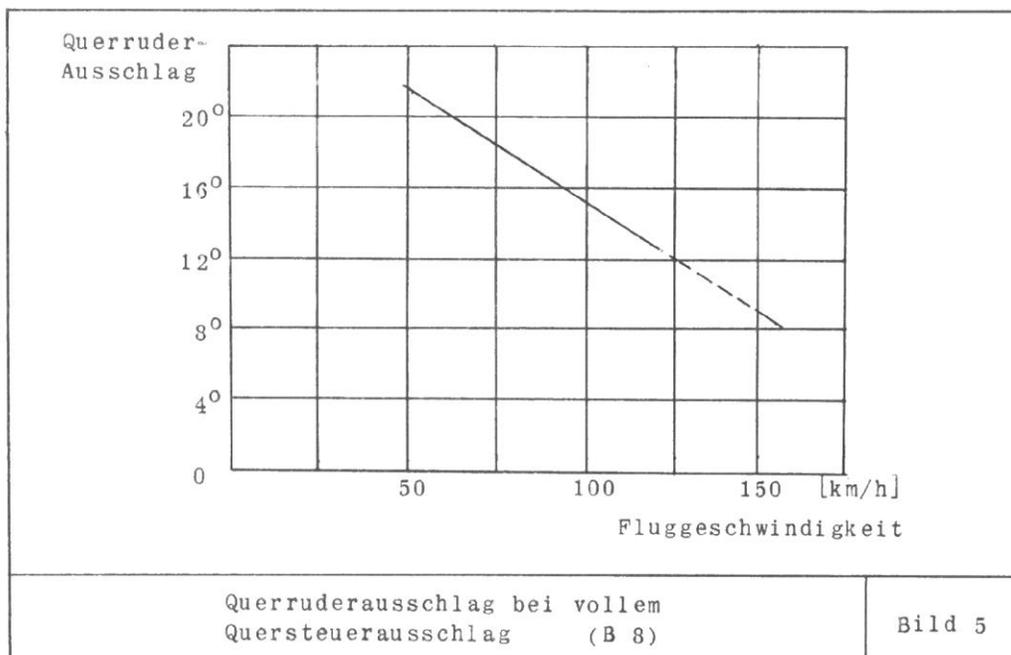


Höhensteuerkraft und -weg
über Geschwind. u. Staudruck
(Olympia - Meise)

Fig. 4

kraftverlauf*, da durch die Aufschaltgrößen von Hilfsrudern und ähnlichem eine grosse Fälschung der Stabilitätsbeurteilung eintreten kann. In Bild 4 (siehe vorige Seite) wird der Verlauf der Handkräfte und -wege des Olympia-Segelflugzeuges DFS „MEISE“, der von vielen Flugzeugführern als mustergültig bezeichnet wurde, dargestellt. In der Auftragung über dem Staudruck q wird die Handkraft bei durchweg „stabilem“ Verlauf näherungsweise eine Gerade. Ähnlich sollten daher die entsprechenden Charakteristiken anderer Flugzeuge liegen, wobei die absolute Kraft mit dem Fluggewicht des Segelflugzeuges steigen soll. Bei kleineren Flugzeugen dagegen müsste versucht werden sowohl die Staudruckhandkräfte als auch die Stabilitäts- und Dämpfungshandkräfte künstlich zu erhöhen, damit der Flugzeugführer auch durch grosse Handkräfte auf hohe Beanspruchung hingewiesen wird. Leider sind jedoch die Stabilitäts- und Dämpfungshandkräfte nicht mit einfachen Mitteln zu messen, so dass wir zunächst auf allgemeine subjektive Beurteilung und genauere Messungen an einzelnen Mustern bei Forschungsanstalten angewiesen sind. Die Staudruckhandkräfte und -wege werden einfach mit Federwaage und Bandmass bestimmt.

- VI. Bei der Quersteuerbetätigung tritt als erwünschte Primärwirkung eine Rollbewegung auf, die in den meisten Fällen von einer unerwünschten Sekundärwirkung, der Gierbewegung, begleitet ist. Dass übrigens der volle Steuerausschlag wegen Weichheit der Steuerung (insbesondere beim Quersteuer) nicht immer beim Ruder ankommt, zeigt Bild 5.

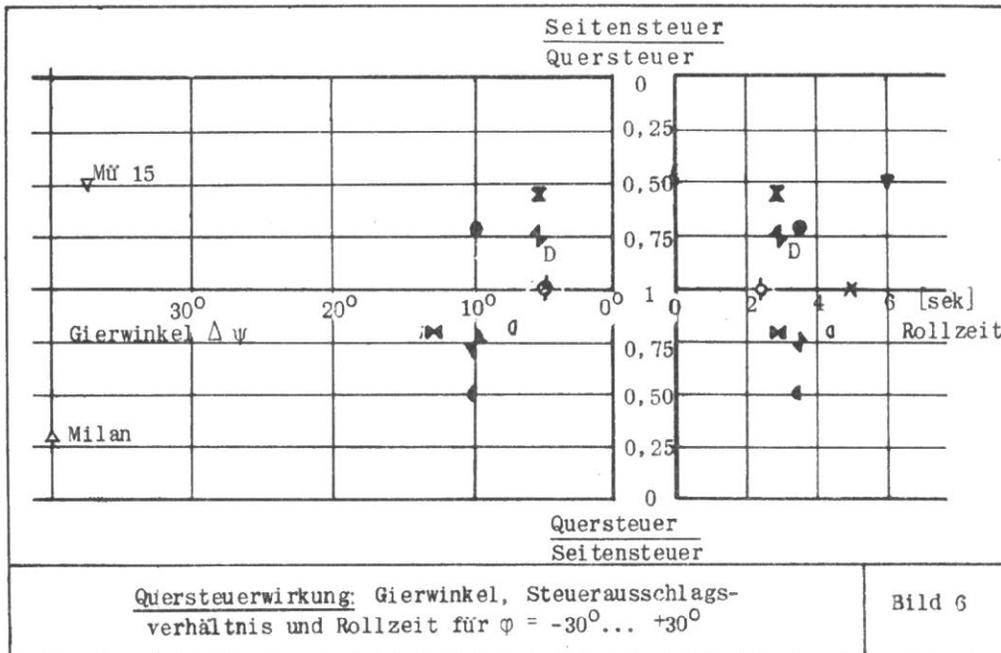


Die Vorschriften enthalten zwar Steifigkeitsforderungen für die Steuerung, über die Steuerwirkung ist jedoch nichts ausgesagt.

Es wird daher empfohlen, mit einer Ausgangsgeschwindigkeit von $v = 1,4 \cdot v_{min}$ folgendes zu messen:

- 1.) Die Rollzeit für eine Querneigung von -30° auf $+30^\circ$, wobei mit dem Seitensteuer die Richtung zu halten ist. Dabei soll gleichzeitig festgestellt werden, wieviel % des Vollausschlages des Seitensteuers zur Einhaltung der Richtung erforderlich ist oder ob gegebenenfalls der Quersteuerausschlag verringert werden muss, weil

- das Seitensteuer zum Richtunghalten bereits 100% ausgeschlagen ist.
- 2.) Der Gierwinkel des Flugzeuges bei vollem Quersteuerausschlag mit Seitensteuer in Nullstellung soll als Mass für das auftretende schädliche Querruder-Giermoment festgestellt werden.



Aus Bild 6 ist zu erkennen, in welchem Bereich einige ältere deutsche Segelflugzeugmuster liegen und was sich daraus als Empfehlung entnehmen lässt. Ein Segelflugzeug sollte bei vollausschlagenem Quersteuer einmal mit dem Seitensteuer auf Richtung gehalten werden können, und zum anderen sollte kein grösserer Gierwinkel als 10° erreicht werden. Bezüglich der Rollzeit von -30° auf $+30^\circ$ könnte, ähnlich wie beim Kurvenflug, eine Abhängigkeit von der Spannweite eingeführt werden

$$\text{(etwa } t \text{ [sek]} \approx \frac{b \text{ [m]}}{5} \text{).}$$

- VII. Ueber den Kurvenflug finden sich Forderungen in den britischen Vorschriften. Ich möchte dazu folgende Prüfmethode empfehlen:
- 1.) In einer Kurve von 30° Querneigung sollte ein Flug mit $v \leq 1,4 \cdot v_{\min}$ möglich sein.
 - 2.) Die Kurvenwechselzeit zwischen -45° und $+45^\circ$ Querneigung bei $v = 1,4 \cdot v_{\min}$ ist das Mass für die Wendigkeit des Segelflugzeuges. Eine Abhängigkeit der Wechselzeit von der Spannweite könnte (etwa ähnlich den Forderungen in den britischen Vorschriften) (mit $t \text{ [sek]} \leq \frac{b \text{ [m]}}{3}$) zweckmässig eingeführt werden.
 - 3.) In der 45° -Kurve darf das Quersteuer nur bis zu 20% im Gegensinn ausgeschlagen sein.
 - 4.) Mit dem Quersteuer allein bei in Nullstellung festgehaltenem Seitensteuer sollen Kurven bis zu einer Querneigung von 30° (20°) eingeleitet und beendet werden

können, wobei mit dem Höhensteuer die Geschwindigkeit $v = 1,4 \cdot v_{\min}$ gehalten wird. Dasselbe soll mit dem Seitensteuer allein bei festem Quersteuer möglich sein.

Das Bild 7a zeigt die Lage der einzelnen Messpunkte der zweiten Prüfmethode in Abhängigkeit von der Spannweite. Interessant ist der Einfluss der V-Stellung bei der D 30: bei guter Seitensteuerwirkung treten vorübergehend Schiebezustände auf, die die Wechselzeit sichtlich beeinflussen. Mit Recht wird jedoch oftmals darauf hingewiesen, dass es nicht zu sehr auf die Zeit, in der gekurvt werden kann, ankommt, sondern mehr noch auf den Kurvenradius. Danach müsste nicht nur die Spannweite, sondern auch die Einheitsgeschwindigkeit bzw. die Wurzel aus der Flächenbelastung

als Bezugsgrösse $\frac{b}{\sqrt{\frac{G}{F}}}$

eingehen.

Das Bild 7b zeigt die eingetragenen Ergebnisse und zwei Richtwertkurven von Motorflugzeugen nach einem älteren Vorschlag der DVL.

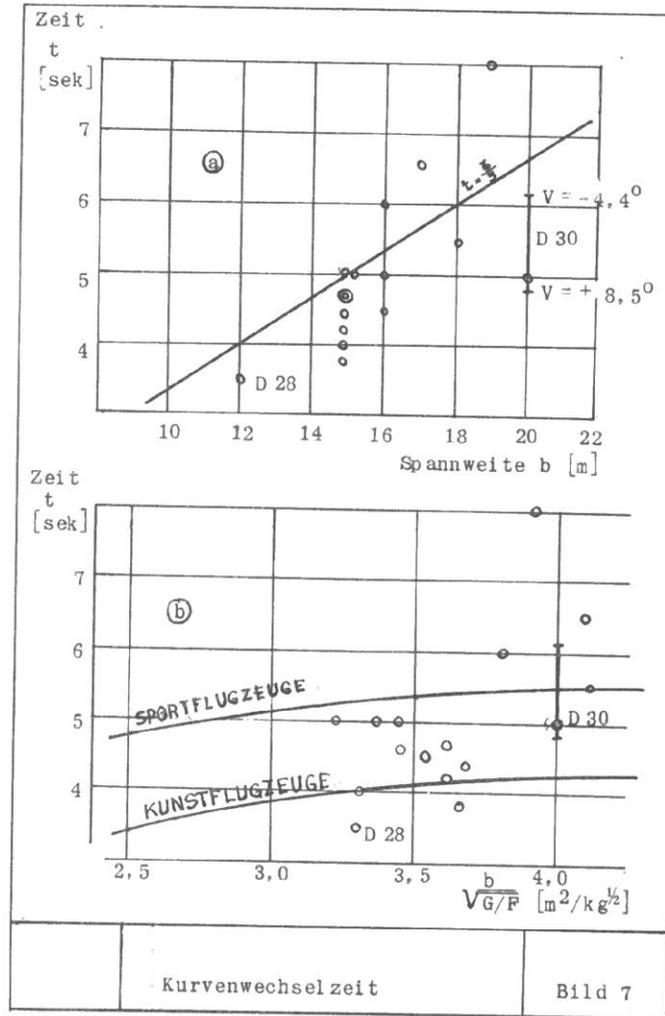
WILKINSON [8] fordert unabhängig von der Spannweite und Flächenbelastung eine Kurvenwechselzeit von $t \leq 5$ sek.

VIII. Ueber die Messung der Schieberollmomente wird in den Vorschriften nichts angegeben. Obwohl der Wert ihrer Messung fragwürdig ist, sollen trotz dem einige Daten mitgeteilt werden, die auf Grund der folgenden Prüfmethode erzielt worden sind:

Mit einer Ausgangsgeschwindigkeit von $1,4 \cdot v_{\min}$ wird die Zeit für das Einleiten von Kurven bis zu 30° Querneigung und das Aufrichten aus dieser Kurve gemessen, wobei nur mit dem Seitensteuer allein bei festgehaltenem Quersteuer geflogen wird. Die Rollzeiten sollen kleiner als 10 sek. sein.

Alle geprüften Segelflugzeuge haben diese Zeit unterschritten und liegen im allgemeinen zwischen 2,5 und 8 sek. Es wurde festgestellt, dass die Zeit für das Aufrichten meist etwas länger ist als für das Einleiten der Kurve.

Als wichtigste Forderung für Uebungsflugzeuge sollte aufgestellt werden, dass jedenfalls zwischen $1,2 \cdot v_{\min}$ und v_{\max} die Schieberollmomente immer aufrichtend wirken.



- IX. Auch über den **Seitengleitflug** finden sich keine Angaben in den Vorschriften. Es wird daher vorgeschlagen, die Zuordnung von Querneigung und Schiebewinkel sowie den Sinkgeschwindigkeitszuwachs zu beurteilen und die Steuerstellung zu prüfen. Dabei darf das Quersteuer nicht im Gegensinn ausgeschlagen sein, die Quersteuer- und Seitensteuerkräfte müssen rückführend, das heisst auf Nullstellung gerichtet sein.
- Nach JONES [7] ergibt sich für das Verhältnis Schiebe- (β) zu Querneigungswinkel (φ) folgende Beziehung $\beta = 2,5 \cdot c_a \cdot \varphi$. Das führt für $c_a = 0,8$ auf $\beta = 2 \cdot \varphi$, was in der Grössenordnung auch bei den meisten Segelflugzeugen gemessen wurde.
- X. Ueber die Prüfung der **Seitenstabilität**, die ja ein sehr umfangreiches und sowohl mathematisch als auch flugmechanisch sehr schwieriges Gebiet ist, finden sich Angaben in den französischen Vorschriften und in den DVL-Richtlinien. Da man als Flugzeugführer meistens nicht alle wichtigen Grössen im Fluge erfassen und zu Protokoll bringen kann, macht die Prüfung der Seitenstabilität im allgemeinen eine exakte Flugmessung erforderlich. Trotzdem soll versucht werden, einige grundsätzliche Punkte der vereinfachten Messung zugänglich zu machen. Folgende Prüfmethoden werden vorgesehen:
- 1.) Im Geradeausflug mit $v = 1,4 \cdot v_{\min}$ werden alle Steuer losgelassen und die Bewegung beobachtet. Das Flugzeug darf innerhalb der ersten 20 sek. nicht so schnell rollen, dass eine Querneigung von 20° überschritten wird.
 - 2.) Weiter wird ein stationärer Schiebeflug mit $1/3$ ausgeschlagenem Seitensteuer durchgeführt und dann alle Steuer losgelassen. Die einsetzende Schwingung um die Hochachse soll nach spätestens 3 Schwingungen auf den halben Ausgangswert abgeklungen sein. Die Beurteilung der Dämpfung auf diese Weise ist sehr schwierig, da es sich meist nur um kleine Amplituden handelt und die Winkelbewegungen, über Horizontmarken gepilt, nicht sehr genau geprüft werden können. Wichtig ist jedoch, dass überhaupt statische und dynamische Richtungsstabilität und nur geringe Spiralstürzneigung festgestellt werden. Taumeln und grosse Spiralstürzneigung sind unerwünscht.
- Als weiteres Kriterium für die Spiralstabilität wird oftmals die Knüppelkraft und Knüppelstellung in der 30° -Kurve betrachtet, für die noch Richtwerte festzulegen wären.
- XI. Das **Trudeln** soll mit verschiedenen, auf jeden Fall aber mit der hintersten Schwerpunktlage geprüft werden. Aus dem Geradeausflug mit $v = 1,2 \dots 1,4 \cdot v_{\min}$ wird hart abgefangen und das Seitensteuer ganz ausgetreten. Als Richtwert für die Beendigung des Trudelns ist vorzuschlagen, dass das Segelflugzeug nur 1 (oder 2?) Umdrehungen nachdreht, wenn nach 5 stationären Trudelumdrehungen beendet wird mit Gegenseitensteuer, Quersteuer auf 0 und einer Höhensteuerstellung, die der Knüppelkraft in Richtung Ruder-Nullstellung folgt.
- XII. Das **Startverhalten** ist insbesondere beim Windenstart mit Schwerpunktfesselung interessant. Hier sollte gefordert werden, dass das Segelflugzeug keine grösseren Richtungsabweichungen im Anschleppen als 10° aufweist, und dass beim Abheben die Aufbäumneigung so gering ist, dass nur ein Knüppelausschlag in Richtung Drücken bis zu 20% erforderlich ist. Der Bodeneinstellwinkel und die Fesselpunktlage sollen ausserdem so sein, dass das Flugzeug mit $v \leq 1,1 \cdot v_{\min}$ abheben kann, und dass das Höhensteuer bei dieser Geschwindigkeit voll wirksam ist.
- XIII. Bei vorderster Schwerpunktlage soll eine **Spornlandung** mit $v \leq 1,05 \cdot v_{\min}$ möglich sein.

D. EINIGE HINWEISE AUF WICHTIGE SUBJEKTIVE PRÜFPUNKTE.

Die oben dargestellten Vorschläge für die Durchführung einer Flugeigenschaftsprüfung liegen etwa auf der Mitte zwischen einer Grund- und Messprüfung entsprechend den Richtlinien der DVL, weil auf die kostspieligen Messgeräte verzichtet werden sollte. Es wurde schon gelegentlich angedeutet, dass einige Werte subjektiv beurteilt werden müssen. Diese sollen nochmals kurz zusammengestellt werden:

- 1.) Sitze, Sicht, Lüftung, Annehmlichkeit des Besatzungsraumes, Erreichbarkeit der Bedienelemente, Ein- und Aussteigen usw.
- 2.) Allgemeine Beobachtungen bei Start, Schlepp und Landung.
- 3.) Besonderheiten des Längs- und Seitenstabilitätsverhaltens.
- 4.) Steuerannehmlichkeit.
- 5.) Schüttel- und Schwingungserscheinungen.
- 6.) Kunstflug.
- 7.) Allgemeine Beobachtungen zwischen v_{\min} und v_{\max}
bei aus- und eingefahrenen Brems- und Landeklappen
mit verschiedenen Schwerpunktlagen
sowie mit festen und losen Steuern
in Böigkeit und Blindflug und
im Schul- und Übungsbetrieb.

E. ZUSAMMENFASSUNG UND SCHLUSS.

Soweit möglich, sind alle Eigenschaften mit ihren Ausgangsgeschwindigkeiten und Prüfmethoden sowie den Richtwerten behandelt worden. Ausserdem wurden einige Messwerte auf den Bildern und in einer Tafel angegeben (siehe für diese Tafel die übernächste Seite).

Nicht alle Flug-Eigenschaften konnten einfach in Zahlen ausgedrückt werden. Manches bleibt den exakten Messungen vorbehalten und vieles muss noch der subjektiven Beurteilung überlassen bleiben. Ich bin mir sehr wohl bewusst, dass über die Grösse der Richtwerte noch diskutiert werden muss und dass einige Prüfmethoden verbesserungs- oder änderungsbedürftig sind.

Ich wäre daher sehr dankbar, wenn meine vorstehenden Anregungen kritisch betrachtet würden und wenn sie dazu führen könnten, dass mit einer Reihe bekannter und erprobter Segelflugzeugmuster Flugeigenschaftsmessungen durchgeführt werden. Wenn von diesen Flugzeugen Werte vorliegen, werden wir endlich die Unterlagen in der Hand haben, die uns gestatten, ein brauchbares und endgültiges Prüfprogramm mit Richtwerten herauszugeben.

Ich möchte diesen Vortrag nicht schliessen, ohne noch auf eines hingewiesen zu haben; weder die O.S.T.I.V. noch die Behörden dürfen einen hindernden Einfluss auf die Segelflugzeugentwicklung nehmen durch den Erlass von starren Vorschriften und die Festlegung von Richtwerten. Es wird sich wahrscheinlich als notwendig erweisen, die Richtwerte nach Klassen zu ordnen. Mit anderen Worten: es muss eine Abstufung der Richtwerte nach dem Verwendungszweck der Segelflugzeuge eingeführt werden. Bei Hochleistungssegelflugzeugen werden immer die Flugleistungen entscheiden, wobei man gelegentlich beanstandete Flugeigenschaften in Kauf nehmen wird, während bei Schul- und Übungsflugzeugen die Flugeigenschaften vor den Leistungen stehen müssen.

SCHRIFTTUMSVERZEICHNIS.

- [1] Van der MAAS:.....Etwas über die Messung von Flugeigenschaften
Istus-Mitteilungsblatt Nr. 7.....1939
- [2] BAUVORSCHRIFTEN für Segelflugzeuge: Deutschland
 Frankreich
 Grossbritannien
 Niederlande
 Schweiz
 USA
- [3] DOETSCH u. a.:.....Flugeigenschaftsrichtlinien
DVL-Bericht.....1943
- [4] NÜSSLEIN-Friedrichs: Flugeigenschaftsprüfung von Segelflugzeugen und Ergebnisse
 des Vergleichsfliegens 1941
FFG-Mitteilungen Folge 5.....1943
- [5] ZACHER:.....Ergebnisse der Leistungsmessung und Flugeigenschaftsprüfung
 des Segelflugzeuges D 30 „CIRRUS“
FFG-Mitteilungen Folge 6.....1944
*(engl. translation by Mississippi State College,
 Engineering and Industrial Research Station)*
- [6] ZACHER:.....Ergebnisse der Leistungsmessung und Flugeigenschaftsprüfung
 des Segelflugzeuges D 28 b „WINDSPIEL“
Akaflieg-Darmstadt-Bericht.....1944
(engl. translation by Aerophysics Institute Malverne NY)
- [7] DURAND:.....Aerodynamic Theory Bd. V (Section. JONES, Dynamics
 of the Airplane.....1936
- [8] WILKINSON:.....Progress in Sailplane Design, Journal of the
 Royal Aeronautical Society.....Juli 1954

FLUGEIGENSCHAFTSMESSWERTE

O.S.T.I.V.-Vortrag von Dipl.-Ing. Hans ZACHER

MUSTER	Querruderwirkung			Kurvenwechsel				Schieberollmomente		Seitengleitflug	
	Gierwin- kel $\Delta\psi^0$	QR/SR für $\Delta\psi = 0^0$ [%]	Rollzeit -30° +30° [sek]	Spann- weite b [m]	G/F [kg/ m ²]	b $\sqrt{\frac{G}{F}}$ [m ^{2/4} / kg ^{1/2}]	Wechsel- zeit -45° +45° [sek]	Rollzeit 0°...30° [sek]	Rollzeit 30°...0° [sek]	Schiebe- winkel β^0	Quer- neigung 0
B 8 v = 0° V = 5°	5°	100/60	2,9	15,0	16,65	3,68	4,5	3,0	3,5	15°	12°
FVA 13	12,5°	80/100	3,0	15,0	16,65	3,68	3,8	-	-	-	-
Olympia-Meise	5°	100/75	3,1	15,0	17,30	3,61	4,7	3,5	4,0	15°	15°
Mu 17	10°	75/100	3,5	15,0	17,00	3,64	4,2	4,0	5,0	5°	10°
FVA 10b Rheinland	10°	100/70	3,5	16,0	19,15	3,44	4,7	3,0	4,0	20°	25°
FAB 3	15°	-	5,5	16,0	20,50	3,54	4,5	5,0	6,0	25°	15°
B 5	5°	100/100	2,5	15,0	17,70	3,81	6,0	2,5	3,0	35°	25°
D 28 b Windspiel	5°	100/100	2,5	15,0	20,45	3,32	4,0	2,5	2,5	20°	10°
G 2	10°	50/100	(3,5)	12,0	13,30	3,29	3,5	-	-	7°	4°
AFH 10	12,5°	100/100	-	16,0	24,30	3,24	5,0	7,0	5,0	20°	12°
Kranich II	5°	100/100	5,0	15,0	19,20	3,43	5,0	-	-	15°	10°
Govier	7,5°	85/100	4,5	18,0	19,15	4,12	5,5	7,0	8,0	10°	5°
Mu 10 Milan	40°	(30/100)	-	14,8	21,60	3,38	5,0	4,5	6,0	15°	5°
Mu 15	37°	100/50	(6,0)	17,8	18,25	4,17	6,5	6,0	6,0	(8°)	(4°)
D 30 Cirrus V = 0°	10°	100/30	3,5	19,0	24,00	3,83	8,0	4,5	3,0	30°	15°
V = +3,5°	5°	-	3,5	20,1	25,00	4,00	5,0	8,0	10,5	20°	10°
V = -4,4°	5°	-	3,5	20,1	25,00	4,00	4,3	6,2	7,8	-	-
				20,1	25,00	4,00	6,2	Spiralsturz			