

Statische Längsstabilitätsmessungen an Segelflugzeugen

Von Dipl.-Ing. J. GEDEON, Technische Universität, Budapest

Vortrag am 8. OSTIV-Kongreß, Köln, Deutschland, Juni 1960

Es wurden statische Längsstabilitätsmessungen an acht verschiedenen Segelflugzeugtypen durchgeführt, um die optimalen Werte und relative Wichtigkeit der statischen Längsstabilität (das heißt Schwerpunktlage) sowie den Gradienten von Höhensteuerweg und Höhensteuerkraft zu ermitteln.

Um die Flugeigenschaften der betreffenden Flugzeugmuster objektiv beurteilen zu können, wurde vorher unter erfahrenen Segelfliegern eine Meinungserforschung vorgenommen. Die prozentuale Verteilung der günstigen und ungünstigen Stimmen wurde als Funktion der gemessenen Werte von

$$\frac{x_s - x_N}{h_A}, \frac{\partial k_M}{\partial c_y} \text{ sowie } \frac{\partial P_M}{\partial (l/c_y)}$$

aufgetragen. Dieses Verfahren erlaubte es, die Korrelation zwischen den gemessenen Stabilitäts- und Steuerkraftwerten und dem Ausgang der Meinungserforschung ziemlich gut zu erkennen. Dadurch wurden Angaben über die zu erstrebenden Werte für diese Eigenschaften bei Schul-, Übungs- und Leistungssegelflugzeugen möglich.

Bei kleinen Lastvielfachen ($n \rightarrow 1$) ist es möglich, aus dem – von statischen Meßwerten abgeleiteten –

$$\frac{\partial P}{\partial n} = \frac{\partial k}{\partial n} \quad n \rightarrow 1$$

-Diagramm auch Schlüsse auf einige dynamische Eigenschaften zu ziehen.

Nebenbei wurde auch die maximal zulässige Größe der Reibungskraft in Höhen- und Quersteuer untersucht. Die Reibungseinflüsse in den Höhensteuern waren größtenteils normal; bei den Quersteuern aber wären noch einige Verbesserungen in dieser Hinsicht sehr wünschenswert.

Die Arbeiten wurden im Rahmen eines akademischen Forschungsprogrammes am Lehrstuhl für Flugwissenschaften der Technischen Universität zu Budapest unter der Führung von Professor Elemér Rác durchgeführt.

1. Einleitung

Es wäre wohl überflüssig, unter erfahrenen Segelfliegern über die Bedeutung der Stabilität, der Steuerbarkeit, richtiger Steuerkräfte usw. zu sprechen. Wenn es aber darauf ankommt, wie diese guten Flugeigenschaften zu erreichen sind, gehen die Meinungen schon auseinander, und für die Vorausberechnung der Flugeigenschaften von Segelflugzeugen findet der Konstrukteur nur wenige zahlenmäßige Unterlagen.

Von Piloten bekommt man oft zu hören, daß dieses Problem eigentlich gar nicht schwierig zu lösen sei: Ein Flugzeug mit guten Flugeigenschaften sei nämlich eines, das leicht und angenehm zu fliegen ist. Diese Definition trifft in gewisser Hinsicht das Wesentliche, nämlich, daß bei der Beurteilung der Flugeigenschaften letzten Endes der Flugzeugführer maßgebend ist; und doch können wir dieser Meinung nicht ganz zustimmen, denn es gibt vielleicht kein – wenn nicht ganz unheilbar flugunfähiges – Flugzeug, das von sämtlichen Piloten gleich beurteilt wird. Wenn wir also den einzelnen

Flugzeugführer fragen, bekommen wir immer eine mehr oder weniger subjektive Meinung, die für die Auffindung allgemeingültiger Zusammenhänge nicht immer die richtige sein mag.

Als an der Technischen Universität in Budapest mit einem Programm für Flugeigenschaftsmessungen an Segelflugzeugen begonnen wurde, wollten wir diesen Umstand berücksichtigen und veranstalteten vorher eine Meinungserforschung unter erfahrenen Segelfliegern (siehe [5]). Danach wurde als erste Teilaufgabe die Messung der statischen Längsstabilität gewählt. Wir waren nämlich der Meinung, daß selbst auf diesem altbekannten Gebiet noch einiges zu klären ist, und dabei konnten wir bei diesen verhältnismäßig leicht durchführbaren Messungen wertvolle Erfahrungen sammeln. Es ergab sich sozusagen von selbst, daß wir dieses Programm auch mit der Untersuchung der Reibung im Höhen- und Quersteuer verknüpfen.

2. Bezeichnungen

c_y		Auftriebsbeiwert
$g = 9,81 \text{ m/sec}^2$		Erdbeschleunigung
h	m	Länge der Profilhöhe
$h_A = \frac{2}{F} \int_0^s h^2 dz$	m	mittlere aerodynamische Tiefe des Flügels
$i = \frac{k}{\delta}$	mm/°	Höhensteuer-Übersetzung, das heißt der für 1° Höhensteuerausschlag nötige Steuerweg
k	mm	Höhensteuerweg (gemessen an der Mitte des Griffes am Knüppel)
$m_z = \frac{M_z}{qFh_A}$		dimensionsloser Momentenbeiwert bezogen auf Achse z
$m_{z\delta} = \frac{\partial m_z}{\partial \delta}$	1/°	Höhensteuer-Wirksamkeit
n		Lastvielfaches
$q = \frac{\rho}{2} V^2$	kg/m ²	Staudruck
s	m	Spannweite
x_s	m	Schwerpunktlage (gemessen in horizontaler Richtung vom A.C.)
x_N	m	neutrale Schwerpunktlage
A, A_1		Konstanten
B, B_1		Konstanten
F	m ²	Grundfläche des Flügels
G	kg	Fluggewicht (ohne Index: mittleres Fluggewicht)
$\frac{G}{F}$	kg/m ²	Flächenbelastung
M_z	mkg	Moment auf Achse z
P	kg	Steuerkraft (gemessen an der Mitte des Steuerknüppelgriffes)
P_{M_0}	kg	Höhensteuerkraft bei stehendem Flugzeug, Knüppel in Mittelstellung, den Einfluß der Reibung nicht eingerechnet
P_M	kg	$P_M - P_{M_0}$ bei $\frac{1}{c_y} = 0$ ($c_y = \infty$) (aus den gemessenen Werten extrapoliert)
ΔP	kg	Reibung (gemessen an der Mitte des Steuerknüppelgriffes)

V	m/sec, km/h	Fluggeschwindigkeit
δ	°	Höhenruderausschlag
ϑ		Zeichen der partialen Differenzierung
ρ	$\frac{\text{kg} \cdot \text{sec}^2}{\text{m}^4}$	Luftdichte

Indices:

f	mit festem Ruder	M	Höhensteuer
l	mit loseem Ruder	0	bei $c_y = 0$, oder am Boden
max	maximal	0,3	bei $c_y = 0,3$
min	minimal	0,7	bei $c_y = 0,7$
C	Quersteuer		

Koordinatensystem:

Der Ursprung liegt im A.C.-Punkt des Flügels. Die x -Achse zeigt in Flugrichtung nach vorn, die y -Achse nach oben und die z -Achse nach rechts.

3. Theoretische Vorarbeiten

3.1 Die statische Längsstabilität vom flugmechanischen Gesichtspunkte aus betrachtet

Obleich als bekannt vorausgesetzt, möchten wir uns doch kurz über die Grundlagen der Theorie der statischen Längsstabilität verbreiten, um in der Auffassung und in den Bezeichnungen eine gemeinsame Sprache zu sprechen. Dem Gedankengang von [1], [2] und [4] folgend, werden wir als Maß der statischen Längsstabilität die Größe

$$-\frac{\partial m_z}{\partial c_y} \text{ betrachten, wo } m_z = \frac{M_z}{q \cdot F \cdot h_A} \text{ ist.} \quad (1)$$

Die Änderung von m_z mit c_y läßt sich in erster Annäherung durch eine Gerade abbilden:

$$m_z = m_{z_0} + \frac{\partial m_z}{\partial c_y} c_y \quad (2)$$

Die statische Längsstabilität eines Flugzeuges ist eine Funktion der jeweiligen Schwerpunktlage:

$$\left(-\frac{\partial m_z}{\partial c_y}\right)_2 - \left(\frac{\partial m_z}{\partial c_y}\right)_1 = \left(\frac{x_s}{h_A}\right)_1 - \left(\frac{x_s}{h_A}\right)_2 \quad (3)$$

Wenn wir also jene Schwerpunktlage, wo die statische Längsstabilität gleich Null ist, hintere neutrale Schwerpunktlage nennen und mit x_N bezeichnen, können wir schreiben

$$-\frac{\partial m_z}{\partial c_y} = \frac{x_s - x_N}{h_A} \quad (4)$$

Die statische Längsstabilität und die neutrale Schwerpunktlage sind mit festem Höhenruder größer als mit loseem Höhenruder.

3.2 Die statische Längsstabilität vom Gesichtspunkte des Flugzeugführers aus betrachtet

Für den Flugzeugführer ist die Stabilität des Flugzeuges unmittelbar und an sich nur wenig, durch Häufigkeit und Größe der nötigen Korrekturen bemerkbar. Es ist aber nachweisbar, daß Höhensteuerweg und Höhensteuerkraft im stationären Geradeausflug von der statischen Längsstabilität abhängig sind und somit dem Piloten einen – zwar mittelbaren – Eindruck darüber vermitteln. In linearer Annäherung ist nämlich

$$\delta_M = \delta_{M_0} + \frac{\left(-\frac{\partial m_z}{\partial c_y}\right)_f}{m_{z\delta}} c_y \quad (5)$$

Der Höhensteuerweg ist daher (unter Berücksichtigung der Höhensteuerübersetzung)

$$k_M = k_{M_0} + \frac{i_M}{m_{z\delta}} \left(\frac{-\partial m_z}{\partial c_y}\right)_f c_y \quad (6)$$

Danach ist also

$$\frac{\partial k_M}{\partial c_y}$$

der statischen Längsstabilität mit festem Ruder proportional.

Für die Höhensteuerkraft kann eine ähnliche Formel gefunden werden. Wenn man Gleichung 19 aus [2], S. 11, umgruppiert, bekommt man

$$P_M = \frac{A}{m_{z\delta}} \left(-\frac{\partial m_z}{\partial c_y}\right)_1 + B \left(\frac{1}{c_y}\right) + P_{M_0} \quad (7)$$

Beim statischen Längsstabilitätsproblem haben wir es also mit drei miteinander verwandten Größen zu tun. Nun stellen sich folgende Fragen:

- Sind alle drei Größen für die Flugzeugführung gleich wichtig?
- Soll man die größtmögliche Stabilität anstreben, oder gibt es einen Optimalwert? Welches sind die Optimalwerte der Gradienten des Höhensteuerweges und der Höhensteuerkraft?

Diese Fragen können natürlich nur durch Auswertung der Meßergebnisse beantwortet werden. Für die Auswahl der Meß- und Auswertungsmethoden ist es aber vorteilhaft, diese Probleme vorher theoretisch etwas näher zu betrachten. Für diese Arbeit gewährt das Blockdiagramm (Fig. 1) einen

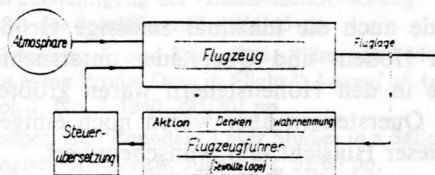


Fig. 1

guten Überblick. Wir sehen, daß das Flugzeug von zwei Quellen Impulse für die Änderung der Fluglage bekommen kann: von der atmosphärischen Turbulenz und vom Flugzeugführer. Gegen die erstere ist natürlich größtmögliche Unempfindlichkeit erwünscht, während das Flugzeug den Steuerbewegungen des Piloten leicht und fast unverzüglich folgen soll. Um das Bild zu vervollständigen, wollen wir noch von [6] einige Definitionen und Sätze ausleihen:

- Das Maß der Stabilität eines Systems ist der Reziprokwert seiner Ausschwingung unter Einwirkung der Einheitsstörung.
- Das Maß der Beweglichkeit eines Systems ist seine Ausschwingung und Phasenverschiebung unter Einwirkung der Einheitsstörung.
- Aus a) und b) folgt, daß, falls die äußere Störung und die Regelung an derselben Stelle des Systems eingreifen. Stabilität und Beweglichkeit miteinander in reziproker Beziehung stehen.
- Falls die äußere Störung und die Regelung nicht an derselben Stelle einwirken, kann man zwischen Stabilität (zum Beispiel gegen atmosphärische Einflüsse) und Beweglichkeit (für die Regelung) eine passende Übersetzung einbauen. Im

Fälle der Flugzeugführung verändert diese Übersetzung zum Beispiel auch die Dimensionen der Größen.

All dies mit eingerechnet, haben wir die folgende Situation:

Einflußweg:	Stabilität:	Beweglichkeit:
Atmosphäre-Flugzeug	Erwünscht	Schädlich
Flugzeugführer-Flugzeug	Bestwert ist zu untersuchen	Erwünscht

Es ist noch zu erwähnen, daß bei den Leistungsseglflugzeugen zu große statische Längsstabilität wegen der damit verbundenen Leistungsverminderung nicht erwünscht ist.

3.3 Ermittlung einiger dynamischer Eigenschaften

Da die Anpassungsfähigkeit des in Fig. 1 dargestellten Mensch-Flugzeug-Regelkreises unter statischen (das heißt bei langsamen Bewegungen und selten auftretenden Böen) Bedingungen erstaunlich groß ist, die Verzögerung bei Regelung dagegen manchmal recht unangenehme Erscheinungen hervorrufen kann, ist eigentlich keine nur statische Stabilitätsuntersuchung allein als vollendet und abgeschlossen zu betrachten.

Glücklicherweise lassen sich gewisse einfachere dynamische Eigenschaften schon aus statischen Meßwerten mit guter Annäherung ermitteln. So ist man allgemein der Meinung, daß der Wert $\partial P_M / \partial n$ eine wichtige Bezugsgröße der dynamischen Beweglichkeit sei. Nach einer sehr gründlichen Abhandlung [7] sind die Wertpaare $\partial P_M / \partial n - \partial k_M / \partial n$ - die von c_y und n abhängig sind - als solche zu betrachten. Wenn wir uns auf Lastvielfache nahe 1 (also auf keine dynamische Längskorrekturen im Geradeausflug) beschränken, können wir aus den Kurven

$$k_M(c_y) \text{ und } P_M \left(\frac{1}{c_y} \right) \partial k_M / \partial n \text{ und } \partial P_M / \partial n$$

rechnerisch ermitteln. Im Falle $n \rightarrow 1$ gilt nämlich:

$$\frac{\partial k_M}{\partial n} = \frac{\partial k_M}{\partial c_y} \cdot \frac{\partial c_y}{\partial n} = \frac{\partial k_M}{\partial c_y} \cdot c_y \quad (8)$$

und

$$\begin{aligned} \frac{\partial P_M}{\partial n} &= \frac{\partial P_M}{\partial (1/c_y)} \cdot \frac{\partial (1/c_y)}{\partial n} + P_{M_0} \quad (9) \\ &= - \frac{\partial P_M}{\partial (1/c_y)} \cdot \frac{1}{c_y} + P_{M_0} \end{aligned}$$

4. Meßmethoden und Instrumentierung

4.1 Die verwendete Meßmethode

Die Werte von k_M (V) und P_M (V) wurden in üblicher Weise (zum Beispiel [4] und [3]) im stationären Geradeausflug ermittelt. Dazu gehörte noch die Kenntnis des Fluggewichtes (G) und der Flügelfläche (F). Wenn wir auch die flugmechanische statische Längsstabilität bestimmen wollen, sind die Flugmessungen bei mindestens zwei Schwerpunktlagen durchzuführen. Die Änderung der Schwerpunktlage kann durch Einmontieren von Trimmgewichten oder durch Verlegung von Gewichten (zum Beispiel beim verstellbaren Führersitz) erfolgen. Im letzteren Fall kann die Schwerpunktverlagerung - die allein für die Auswertung maßgebend ist - auch ohne Kenntnis der Schwerpunktlage ausgerechnet werden. Freilich lohnt es sich, von dieser Erleichterung keinen Gebrauch zu machen und bei der Messung des Gewichtes

auch die Schwerpunktlage zu ermitteln, sind doch so die Stabilitätseigenschaften des Flugzeuges und besonders die etwaigen Differenzen zwischen den errechneten und gemessenen Werten weit leichter zu erklären.

Vor dem Meßflug ist die statische Unwucht (P_{M_0}) und die Reibung (ΔP_M) der Höhensteuerung sowie die Reibung der Quersteuerung (ΔP_C) zu messen. Es war auch üblich, die Übersetzung und die Steifheit der Höhensteuerung zu kontrollieren.

Es wurde immer - auch im Flugzeugschlepp - mit neutraler Trimmstellung geflogen.

4.2 Instrumentierung

Für derartige Aufgaben ist eine große Meßgenauigkeit zwar gut, aber nicht unbedingt notwendig. Es ist nämlich praktisch dasselbe, wenn ein Flugzeug unter gewissen Bedingungen mit 1,58 kg oder 1,62 kg Höhensteuerkraft geflogen wird (die Reibungskräfte können gar um eine Größenordnung höher sein und damit den ganzen Unterschied überdecken). Dagegen ist es sehr erwünscht, unter den gegebenen Verhältnissen möglichst viele Typen und auch wenn möglich mehrere Flugzeuge desselben Typs zu messen. Das bedeutet praktisch, daß die Ausrüstung des Flugzeuges für den Meßflug unter «feldmäßigen» Bedingungen in wenigen Minuten erfolgen muß und keinesfalls etwa Werkstattarbeit beanspruchen darf. Da uns zurzeit kein Registriergerät zur Verfügung steht, das sich - mitsamt den nötigen Meßgebern - genügend schnell ein- und ausbauen läßt, mußten wir bescheiden sein und auf die altbewährte Federwage, Zeigergerät für die Steuerausschläge und Kniebrett zurückgreifen. Fig. 2 und 3 zeigen



Fig. 2

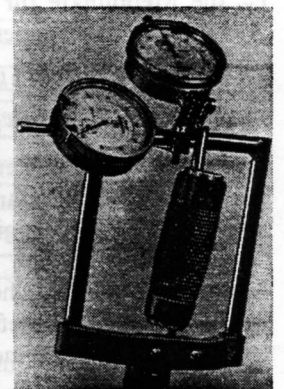
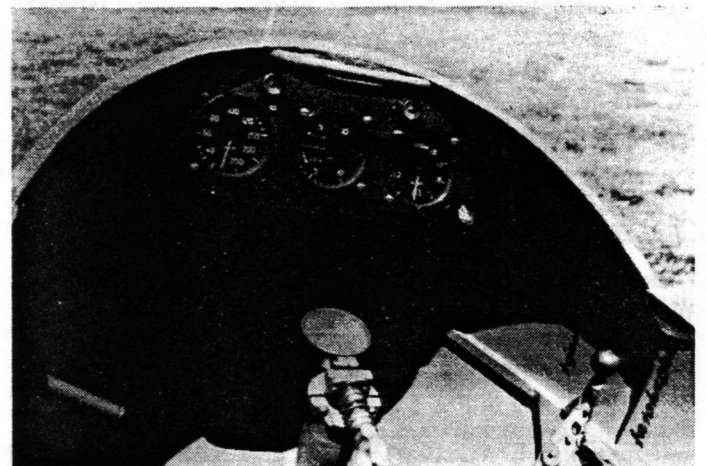


Fig. 3

Fig. 4



unsere Federwagen für Steuerkraftmessungen. Fig. 4 vermittelt einen Blick in den Führersitz eines zur Stabilitätsmessung vorbereiteten Übungseinsitzers (Szellö). Die Federwage ist am Steuerknüppel befestigt. Rechts neben und ein wenig hinter dem Instrumentbrett ist das Anzeigergerät für den Höhensteuerweg zu sehen. Die Knüppelausschläge werden dem Gerät mit einer – unter den hier auftretenden, sehr kleinen Kräften – praktisch dehnungsfreien Schnur durch eine im Rumpfbug montierte Umlenkrolle durchgegeben.

Zur Geschwindigkeitsablesung diente das Bordinstrument. Einbau- und etwaige sonstige Fehler wurden durch langsames Überziehen und durch ein oder zwei Ablesekontrollen beim Schleppflug nachgeprüft. Wenn die so ermittelten Korrekturen von den für den Typ üblichen größere Abweichungen zeigten, wurde die Eichung des Instrumentes nachgeprüft und nötigenfalls auch Änderungen an der Einstellung des Geschwindigkeitsmeßkopfes vorgenommen.

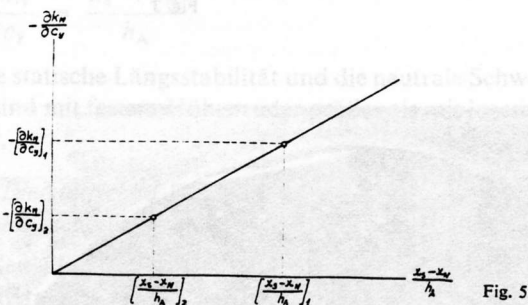
4.3 Die Auswertungsmethoden

Aus den Ablesungen an der Federwage und am Zeigergerät für Steuerausschläge wurden mit Benutzung der Eichkurven die Kräfte bzw. die Knüppelausschläge ermittelt und diese auf die Mitte des Steuerknüppelgriffes umgerechnet. Die Geschwindigkeitsanzeigen wurden für die durchschnittlichen Einbaufehler des Typs korrigiert und so für die Ermittlung des Auftriebsbeiwertes (c_y) verwendet. Damit sind die Vorbereitungen beendet, und es kann mit der eigentlichen Auswertung begonnen werden.

Zuerst werden die Meßpunkte für Steuerausschläge über c_y , die Meßpunkte für Steuerkräfte über $1/c_y$ aufgetragen. Aus diesen Diagrammen können wir

$$\frac{\partial k}{\partial c_y} \text{ bzw. } \frac{\partial P}{\partial (1/c_y)}$$

durch graphische Differentiation ermitteln. Da diese Werte selten wirklich konstant, sondern fast immer mehr oder weniger von c_y abhängig sind, müssen wir – um die Eigenschaften der einzelnen Typen vergleichen zu können – geeignete charakteristische Punkte auswählen. Unsere Wahl fiel auf $c_y = 0,7$ (Reiseflug, entsprechend ungefähr $1,4 V_{\min}$) und auf $c_y = 0,3$ (Schnellflug).



Bei den Flugzeugmustern, die bei verschiedenen Schwerpunktlagen gemessen werden konnten, folgt jetzt die Ermittlung der neutralen Schwerpunktlage. Die Neutrallage mit festem Ruder können wir nach Gleichung (6) entweder rechnerisch oder wie in Fig. 5 graphisch bestimmen. Die neutrale Schwerpunktlage mit losem Ruder können wir nach Gleichung (7) errechnen. Zuerst ist wie in Fig. 6 $P_{M_1}^x$, $P_{M_2}^x$ usw. graphisch zu ermitteln. Aus den Werten von P_M^x bei verschie-

den Schwerpunktlagen können wir dann die Lage des Neutralpunktes wie vorher durch Konstruktion oder durch Rechnung bekommen.

Die Werte von

$$\frac{\partial k}{\partial n} \text{ n} \rightarrow 1 \text{ und } \frac{\partial P}{\partial n} \text{ n} \rightarrow 1$$

für verschiedene Auftriebsbeiwerte (zum Beispiel $c_y = 0,2, 0,3$ usw.) können mittels Gleichung (8) und (9) errechnet werden.

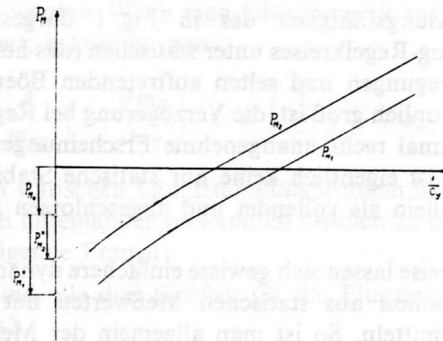


Fig. 6

Die Steuerwege der einzelnen Typen lassen sich unmittelbar miteinander vergleichen. Bei den Steuerkräften dagegen ist die Sache nicht so einfach. Nach unserer Auffassung ist es nämlich vorteilhaft, wenn die Größe des Flugzeuges – innert gewisser Grenzen – auch in den Steuerkräften zum Ausdruck kommt. Nach einigen Abschätzungen haben wir $\sqrt[3]{G}$ als Bezugsgröße ausgewählt, womit die Steuerdrücke – unter sonst gleichen Bedingungen – proportional sein sollen. Deshalb wurden auch die Meßwerte durch $\sqrt[3]{G}$ dividiert und so miteinander verglichen.

Um die Bestwerte, also die künftigen Sollwerte von Stabilität, Höhensteuerwegen und Höhensteuerkräften zu ermitteln, wurde die prozentuale Verteilung der günstigen und ungünstigen Stimmen bei der Meinungserforschung als Funktion der gemessenen Werte von

$$\frac{x_s - x_N}{h_A}, \frac{\partial k_M}{\partial c_y} \text{ usw.}$$

aufgetragen. In diesen Diagrammen (Fig. 12–17 und 19–20) ist also jeder Flugzeugtyp durch einen Punkt charakterisiert. Die waagerechten Achsen dieser Diagramme – also die gemessenen Werte – sind in Logarithmenkoordinaten aufgetragen, da nach einem bekannten Gesetz der Psychologie die scheinbare Größe der Gefühle dem Logarithmus des Reizes proportional ist.

4.4 Die untersuchten Flugzeugtypen

Die Messungen wurden an den folgenden Segelflugzeugtypen durchgeführt:

Flugzeuge für Anfängerschulung: Lepke und Vöcsök (Einsitzer), Koma (Doppelsitzer).

Übungsflugzeuge: Szellö und Pilis (Einsitzer), Ifjuság (Doppelsitzer).

Leistungssegler: Cinke (ungarische Meise) und Super-Futár (Einsitzer).

Nähere Daten dieser Typen sind aus dem OSTIV-Handbuch «The World's Sailplanes» zu erfahren.

5. Die Meßergebnisse

5.1 Werte von k_M/c_Y und $P_M/1/c_Y$

Über diese Diagramme – deren allgemeiner Verlauf aus der Fachliteratur bekannt sein dürfte – ist nicht viel Neues zu berichten. Eine «reguläre», geradlinige Kurve mit Meßpunkten zeigt Fig. 7. Die Charakteristiken sind kurz in Fig. 8

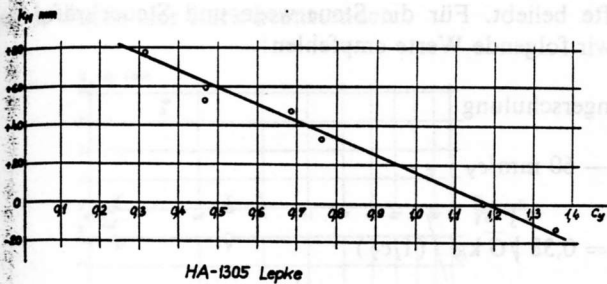


Fig. 7

summiert, die also keine Einzelmessung, sondern ein von den Messungen zusammengestelltes Typenbild darstellt. Abweichungen von der Geradlinigkeit sind vor allem bei großen und kleinen Auftriebsbeiwerten zu erwarten.

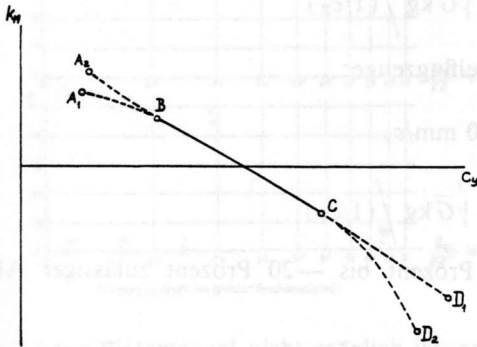


Fig. 8

Bei den Höhensteuerkräften ist der Einfluß der Reibungskräfte deutlich – manchmal allzu deutlich – festzustellen. Auch hier gibt es geradlinige Diagramme, wie zum Beispiel in Fig. 9. Die Werte stammen von einem gutmütigen Schulungseinsitzer. Fig. 10 zeigt die Höhensteuerkräfte eines ebenso guten Leistungssegelflugezeuges. Man sieht, daß die Steuerkräfte zweier gleich guter, aber nicht den gleichen Zwecken dienender Flugzeuge sehr verschieden sein können.

5.2 Die statische Längsstabilität vom flugmechanischen Gesichtspunkte aus betrachtet

Wenn die statische Stabilität – zum Beispiel mit festem Höhenruder – bei mindestens zwei Schwerpunktlagen ge-

Fig. 9

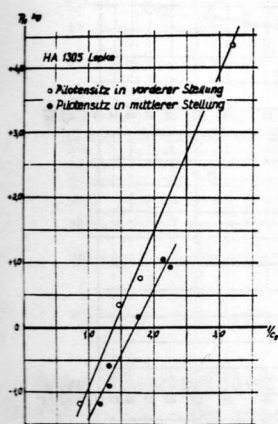
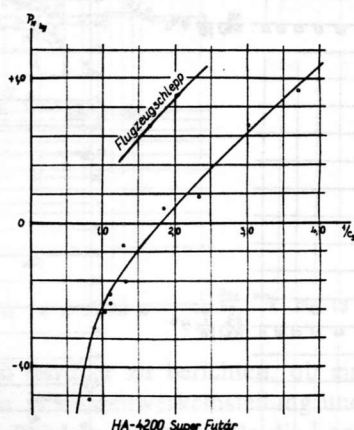


Fig. 10



messen wird, kann man daraus leicht die Stabilität bei verschiedenen Pilotengewichten errechnen. In Fig. 11 sehen wir das Ergebnis einer solchen Untersuchung. Bei diesem Flugzeug, das verhältnismäßig leicht ist, sitzt der Flugzeugsführer zu weit vor dem Schwerpunkt. Die Sitzverstellung reicht daher nicht aus, um die Schwerpunktwanderung zwischen den stabilitätsmäßig erlaubten Grenzen zu halten.

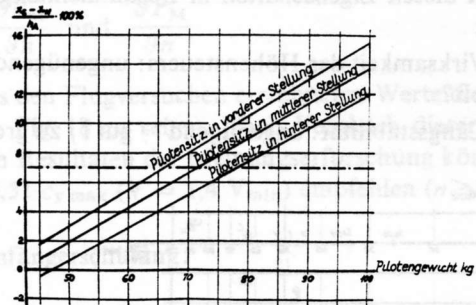


Fig. 11

In Fig. 12 sind für die drei so untersuchten Typen – bei mittlerem Pilotengewicht – die Ergebnisse der Meinungserforschung aufgetragen. Bei dieser und den folgenden Abbildungen bedeuten die Viereckpunkte Schulungsmaschinen, die Dreieckpunkte Übungsmaschinen und die Kreispunkte Leistungssegelflugezeuge. Drei Typen sind reichlich wenig, um daraus ein allgemeingültiges Urteil fällen zu können. Doch

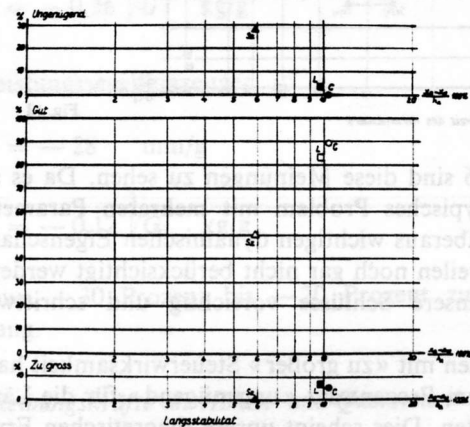


Fig. 12

da diese Maschinen bei verschiedenen Schwerpunktlagen geflogen und beurteilt werden konnten; da wir seitdem auch mit einem unserer neuen Typen, der zur Zeit der Meinungserforschung noch nicht geflogen wurde, experimentierten, und da auch von anderen Typen – wenn auch unvollständiges – Material vorliegt, möchten wir folgendes empfehlen:

Für Anfängerschulung sollte $\frac{x_S - x_N}{h_A} \geq 0,09$,

für Übungsmaschinen sollte $\frac{x_S - x_N}{h_A} \geq 0,07$

und für Leistungssegelflugezeuge sollte $\frac{x_S - x_N}{h_A} \geq 0,03$ sein.

Ob für die Stabilität – abgesehen von der Forderung nach noch ausreichender Wirksamkeit des Höhensteuers bei der Landung – auch eine obere Grenze notwendig ist, bleibe einstweilen noch dahingestellt.

Die gemessenen Werte für die statische Längsstabilität mit losem Höhenruder sind nach Messungen durchschnittlich

um 2–2,5 Prozent niedriger als die entsprechenden Werte mit festem Ruder, was den Erwartungen entspricht.

5.3 Die günstigsten Werte der Gradienten von Höhensteuerweg und Höhensteuerkraft

Im Fragebogen zur Meinungserforschung befanden sich zwei Fragen, die mit diesen Eigenschaften in Zusammenhang zu bringen waren:

Frage Nr. 7: Wirksamkeit des Höhensteuers: ungenügend? / gut? / zu groß?

Frage Nr. 25: Längsstabilität: ungenügend? / gut? / zu groß?

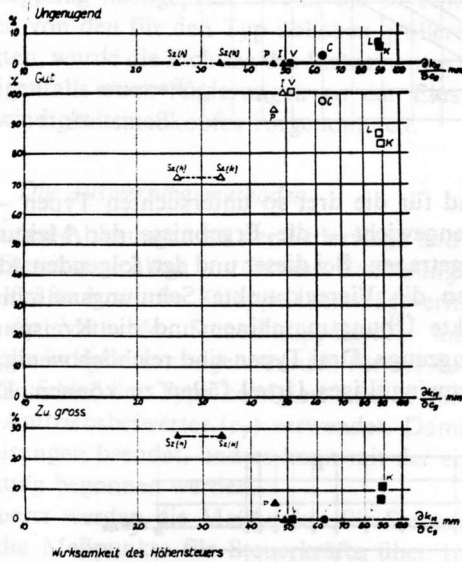


Fig. 13

wurden, aber praktisch bekannt sind, zuzuschreiben. Bei Betrachtung der Fig. 16 und 17 gewinnt man die Überzeugung, daß, obgleich ein positiver Gradient der Höhensteuerkraft wichtig ist, sein genauer Zahlenwert von sekundärer Bedeutung sei. Übrigens sind für Leistungssegelflugzeuge kleine, für die Anfängerschulung dagegen gut fühlbare Steuerkräfte beliebt. Für die Steuerwege und Steuerkräfte möchten wir folgende Werte empfehlen:

Für Anfängerschulung:

$$\frac{\partial k_M}{\partial c_y} = -60 \text{ mm}/c_y$$

$$\frac{\partial P_M}{\partial (1/c_y)} = 0,38 \sqrt[3]{G} \text{ kg} / (1/c_y)$$

Für Übungsmaschinen:

$$\frac{\partial k_M}{\partial c_y} = -50 \text{ mm}/c_y$$

$$\frac{\partial P_M}{\partial (1/c_y)} = 0,25 \sqrt[3]{G} \text{ kg} / (1/c_y)$$

Für Leistungssegelflugzeuge:

$$\frac{\partial k_M}{\partial c_y} = -40 \text{ mm}/c_y$$

$$\frac{\partial P_M}{\partial (1/c_y)} = 0,08 \sqrt[3]{G} \text{ kg} / (1/c_y)$$

mit etwa +30 Prozent bis -20 Prozent zulässiger Abweichung.

In Fig. 13–16 sind diese Meinungen zu sehen. Da es sich hier um ein typisches Problem mit mehreren Parametern handelt – die überaus wichtigen dynamischen Eigenschaften konnten einstweilen noch gar nicht berücksichtigt werden –, müssen wir unsere Schlüsse vorsichtig und schrittweise ziehen:

Die Maschinen mit «zu großer» Steuerwirksamkeit haben zu etwa gleichem Prozentsatz «ungenügend» für die Längsstabilität erhalten. Dies scheint unsere theoretischen Erwartungen zu bestätigen. Für den Höhensteuerweg scheinen mittlere Gradienten (40–69 mm/c_y) die besten zu sein. Der abseits liegende Punkt des Schuldoppelsitzers Koma (K) ist seinen dynamischen Eigenschaften, die noch nicht gemessen

5.4 Einige weitere Bemerkungen

Aus den Meßergebnissen lassen sich noch weitere interessante Schlüsse ziehen. So sehen wir zum Beispiel in Fig. 17 die Meinungen über die Höhensteuerkraft bei Schnellflug als Funktion der bei c_y = 0,3 gemessenen Höhensteuerkräfte. Zuerst ist zu bemerken, daß unter 1,5–1,6 kg Steuerkraft keine Beanstandungen eintrafen. Dies und die während der ungetrimmt geflogenen Schleppflüge beim Messen gemachten eigenen Erfahrungen bestätigen die vielerorts verbreitete Anschauung, daß Höhensteuerkräfte dieser Größenordnung auch für die Dauer nicht ermüdend oder unangenehm wirken, daher also ohne weiteres zulässig sind.

Fig. 14

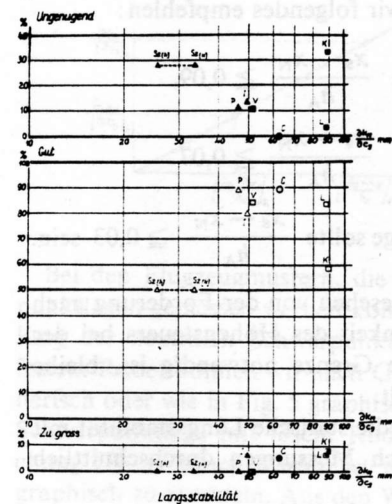


Fig. 15

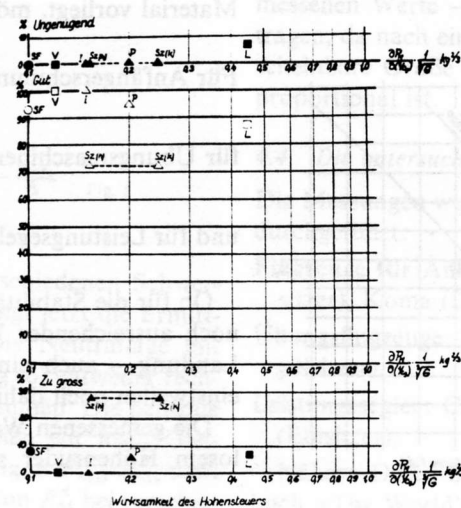
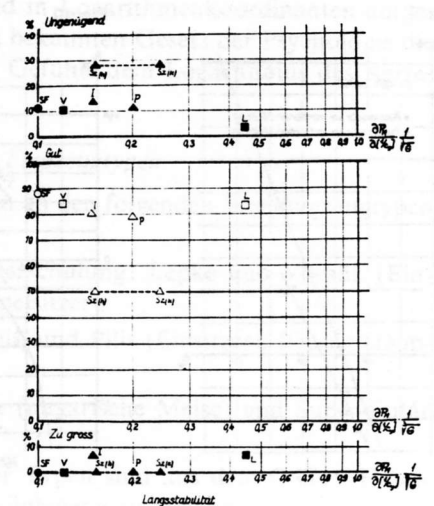


Fig. 16



Auch wird es wiederum bestätigt, daß die optimalen Werte der Steuerkräfte stark vom Verwendungszweck abhängig sind. So wurden zum Beispiel die 3,30 kg Höhensteuerkraft beim Schulflugzeug Lepke (L) als annehmbar hingenommen, ja sogar von mehreren bei Anfängern als gut und nützlich befunden. Der Übungseinsitzer Pilis (P) dagegen – mit 1,82 kg Höhensteuerkraft –, der auch für Streckenflüge gebraucht wird, wurde hier stark beanstandet.

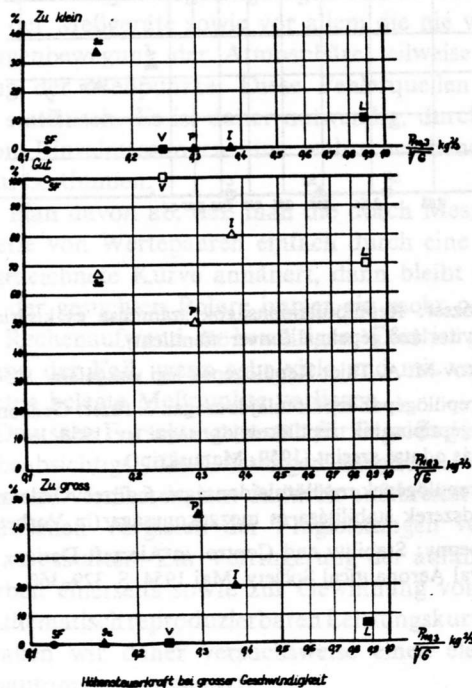


Fig. 17

Da es aus Platzmangel nicht möglich ist, auf alle Einzelheiten einzugehen, möchte ich hier nur noch zwei Bemerkungen anbringen.

Es ist unangenehm, wenn beim Flugzeugschlepp der Steuerknüppel zu weit vorn liegt; dann hat nämlich der leichte und kleine Flugzeugführer dauernd mit ausgestrecktem Arm zu steuern, und es bleibt ihm wenig Reserve, um die Böen auszusteuern. Bei Maximalgeschwindigkeit im Flugzeugschlepp soll daher der Steuerausschlag möglichst unter +40 mm liegen; +60 mm ist gerade noch annehmbar.

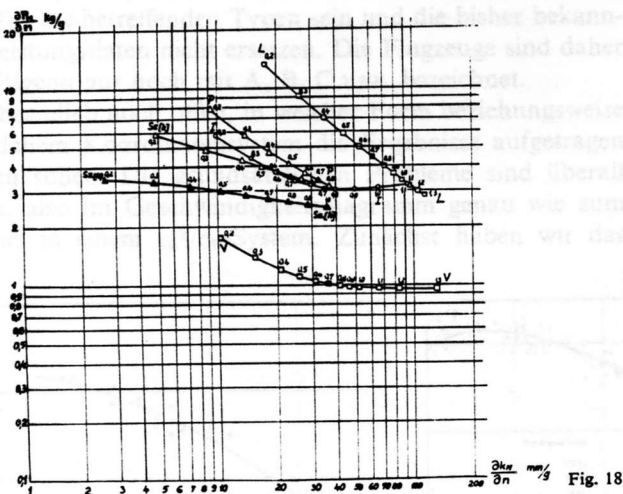


Fig. 18

Jeder Flugzeugführer weiß darüber zu berichten, ob ein Segelflugzeug – bei gegebener Höhenleitwerkeinstellung und Schwerpunktlage – kopf- oder schwanzlastig sei. Da die Lage

des Steuerknüppels gefühlsmäßig nur schwer erfaßbar ist, beurteilen die Piloten dies auf Grund der Steuerkräfte. Das Höhensteuer der meisten Segelflugzeuge hat aber in der Regel keinen vollständigen Gewichtsausgleich. Da kommt es oft vor, daß ein Segelflugzeug gefühlsmäßig kopflastig, der Steuereinstellung nach und in Wirklichkeit aber schwanzlastig ist.

$$5.5 \quad \frac{\partial k_M}{\partial n} \quad \text{und} \quad \frac{\partial P_M}{\partial n}$$

Die aus den Flugversuchen errechneten Werte dieser Größen sind in Fig. 18 zu sehen. Nach Vergleich dieser Ergebnisse mit den Resultaten der Meinungserforschung können wir bei $c_y = 0,51 c_{y \max}$ ($V = 1,4 V_{\min}$) empfehlen ($n \geq 1$):

Für Anfängerschulung:

$$\frac{\partial k_M}{\partial n} = -42 \quad \text{mm/g}$$

$$\frac{\partial P_M}{\partial n} = -0,55 \sqrt[3]{G} \quad \text{kg/g}$$

Für Übungsmaschinen:

$$\frac{\partial k_M}{\partial n} = -35 \quad \text{mm/g}$$

$$\frac{\partial P_M}{\partial n} = -0,36 \sqrt[3]{G} \quad \text{kg/g}$$

Für Leistungssegelflugzeuge:

$$\frac{\partial k_M}{\partial n} = -28 \quad \text{mm/g}$$

$$\frac{\partial P_M}{\partial n} = -0,12 \sqrt[3]{G} \quad \text{kg/g}$$

mit etwa +30 Prozent bis –20 Prozent zulässiger Abweichung.

5.6 Reibungskräfte an Höhen- und Quersteuer

Wie zu erwarten, waren hier die Streuungen bei verschiedenen Exemplaren desselben Typs recht groß. Eigentlich sollte jede Reibung im Verhältnis zur zugehörigen Steuerkraft geprüft und bewertet werden. Bei der Reibung am Höhensteuer ist dies auch erfolgt. Die Auswertung ergab, daß die bekannte Forderung der englischen Vorschriften nur von der Vöcsök nicht erfüllt wurde. Da aber trotzdem gegen mehrere Typen – wie es scheint berechnete – Beanstandungen vorlagen, haben wir die Meßwerte und die Stimmen bei der Meinungserforschung in Fig. 19 aufgetragen. Die vollen Punkte bedeuten die Anzahl der Stimmen «Normal», die leeren Punkte die Stimmen «Zu groß». Die Forderung von $\Delta P_M = 0,05 \sqrt[3]{G}$ kg scheint ein annehmbarer Kompromiß zu sein. Dies gilt natürlich nur für die Vorbereitung der Maschine, also für die Bodenmessung. Dann sollte möglichst auch der Flugversuch nach den englischen Vorschriften durchgeführt werden. Freilich möchten wir nach diesen Erfahrungen empfehlen, die dort angegebenen Grenzwerte möglichst nicht auszunutzen, sondern nach höchstens halb so großen Reibungskräften zu trachten.

In ähnlicher Weise haben wir die Reibungskräfte im Quersteuer untersucht (Fig. 20). Es ist deutlich zu sehen, daß beide

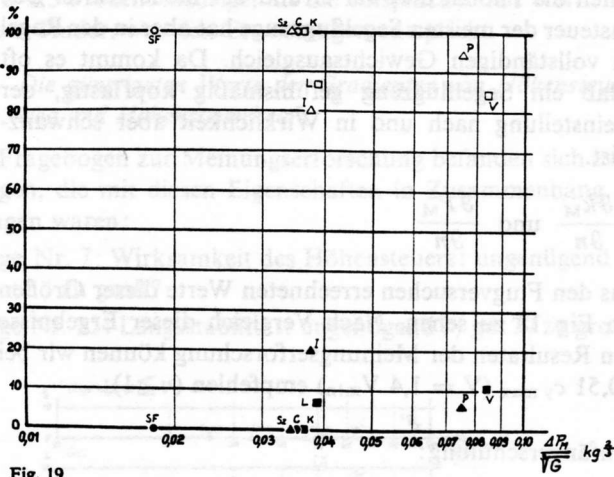


Fig. 19

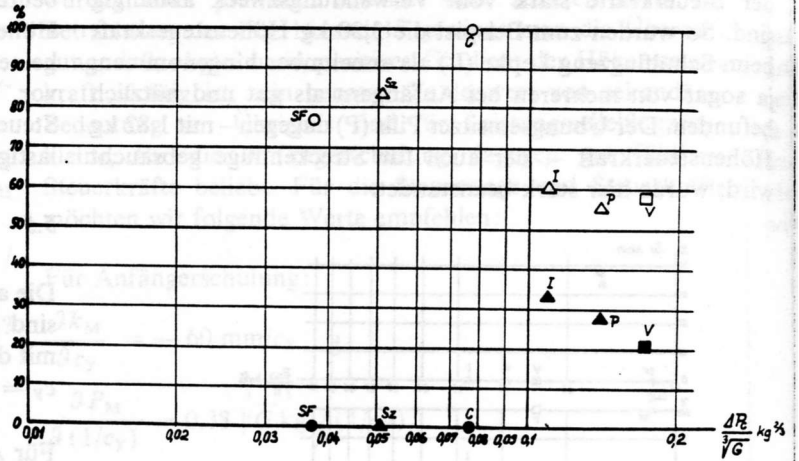


Fig. 20

– Reibungskräfte und Meinungen – wesentlich schlechter sind als bei dem Höhensteuer. Wie es zu erwarten war, liegen die Maschinen mit Steuergestängen besser als jene mit Steuerseilen.

Literatur

[1] Rác Elemér: A repülés mechanikája. 1953.
 [2] Rác Elemér: Kiegészítés «A repülés mechanikája» c. könyvhöz. 1955.

[3] Gedeon József: Repülőtulajdonságok számítása és kísérleti megállapítása vitorlázó gépeknél (unveröffentlicht).
 [4] V. Sz. Vedrov-M. A. Tajc: Repülőgépek légi vizsgálata. 1954.
 [5] Vitorlázó repülőgépek repülőtulajdonságai. 3. füzet: Gedeon József: Vitorlázó géptípusaink repülőtulajdonságai az 1958. évi közvéleménykutatás adatai szerint (1959, Manuskript).
 [6] Vitorlázó repülőgépek repülőtulajdonságai. 6. füzet: Gedeon József: Lengő rendszerek stabilitása és mozgékonyasága (in Vorbereitung).
 [7] J. C. Wimpenny: Stability and Control in Aircraft Design. Journal of the Royal Aeronautical Society. Mai 1954, S. 329–360.