

Einzelne Fragen über Flugeigenschaften der Segelflugzeuge

Dipl.-Ing. Imre Bánó, Dipl.-Ing. Gyula Kovács, Dipl.-Ing. Willy Simó
Budapesti Muszaki Egyetem, Budapest, Hungary

Vortrag auf dem XI. OSTIV-Kongress
in Leszno, Juni 1968

Da der Mensch unfähig ist, selbst zu fliegen, muss er dazu einen Apparat verwenden. Wenn wir also unsere Idee des Fliegens durchsetzen wollen, so können wir das nur mittels Flugzeugs tun. Und wenn die Luft, in der wir fliegen, eine Wirkung auf uns ausübt, so geschieht dieses ebenso mittels Flugzeugs. Also sieht das einfachste regelungstechnische System für den Menschenflug so aus, wie das Figur 1 zeigt.

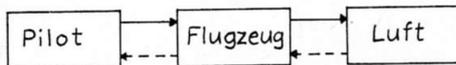


Fig. 1

Die Prozesse in diesem System haben nur zwei mögliche Ausgangspunkte. Die möglichen Variationen sind folgende:

1. Der Prozess geht von der Luft aus. In diesem Fall spricht man von «Störung».

2. Der Prozess geht vom Piloten aus. In diesem Fall spricht man von «Steuerung».

Im Segelflug haben diese Verhältnisse eine grössere Bedeutung als im übrigen Flugwesen. Für den Segelflieger ist es eine ewige Forderung, sich der Umgebung anzupassen. Der Bewegungszustand der Segelflugzeuge ändert sich fortwährend. Der Motorflug stellt nur bei dem Kunstflug ähnliche Forderungen, aber eine Kunstflugübung dauert höchstens eine halbe Stunde, der Segelflieger fliegt aber fünf, sechs oder noch mehr Stunden ohne Unterbrechung. Wir müssen also unsere Segelflugzeuge so auslegen, dass diese den Wünschen des Piloten auf bestmögliche Art dienen können, so dass die Anstrengung des Piloten gering sei.

In diesen Ausführungen ist es nicht möglich, das System der Flugeigenschaften komplett darzulegen. Unser Ziel war nur, einige Flugeigenschaften zu untersuchen, welche relativ leicht zu behandeln und zu messen sind. Diese Flugeigenschaftsparameter hängen mit den symmetrischen Fluglagen der Segelflugzeuge zusammen. Wir behandeln auch nicht die instationären Lagen.

Hier werden folgende Flugeigenschaften diskutiert:

1. Längsstabilität
2. Steuerlage der Knüppel
3. Steuerkraft am Knüppel.

Betrachten wir die erste Eigenschaft. Die Ermittlung der Längsstabilität durch Rechnen oder Messen ist allgemein bekannt. Da diese hier häufiger vorkommen wird, fassen wir in Kürze die Theorie.

Im vorigen Schema (Figur 1) ist diese Eigenschaft bezeichnend für die Beziehung zwischen dem Flugzeug und der Luft. Es gibt eine Längsstabilität mit gehaltenem und eine mit losgelassenem Steuer. Welche gültig ist, hängt von der Piloteneinwirkung ab. Der erste Fall ist leichter zu behandeln und zu messen.

Wenn wir die Bewegung des Flugzeuges unmittelbar nach der Störung oder der Steuerung untersuchen, können wir zwei wichtige Fälle unterscheiden:

Fig. 2

		Bezeichnung	Störung	Steuerung
Eingang Signal				
Statisch Instabil				
Statisch stabil	a.			
	b.			
	c.			

1. Das Flugzeug setzt nach der Störung (Steuerung) die begonnene Bewegung fort. In diesem Fall wird das Flugzeug als statisch instabil bezeichnet.

2. Das Flugzeug will nach der Störung (Steuerung) in seinen Gleichgewichtszustand zurückkehren. In diesem Fall wird das Flugzeug als statisch stabil bezeichnet.

Natürlich gibt es zwischen diesen zwei Stabilitätszuständen einen dritten, den indifferenten Zustand. Jedoch hat dieser nur aus mathematischer Sicht eine Bedeutung.

Wenn wir jetzt die Flugzeugbewegungen nach dem ersten Augenblick diskutieren, so können wir den zweiten Fall nach drei weiteren Möglichkeiten unterteilen.

- a) Das Flugzeug kehrt mit einer aperiodischen Bewegung in seinen Gleichgewichtszustand zurück.
 - b) Das Flugzeug kehrt mit einer periodischen gedämpften Schwingung in seinen Gleichgewichtszustand zurück.
 - c) Die Bewegung des Flugzeugs ist eine ungedämpfte periodische Schwingung mit wachsenden Amplituden.
- Die Fälle a und b sind als dynamisch stabil, der Fall c als dynamisch instabil bezeichnet.

$$-\frac{\partial m_z}{\partial C_y} = \frac{x_N - x_s}{h_a} \quad [1]$$

Bei gehaltenem Knüppel kann man den Neutralpunkt aus der Gleichung 2 errechnen,

$$\frac{x_N}{h_a} = \frac{a_m}{a} \left(1 - \frac{k_a}{\pi \lambda} \right) \eta_m \bar{V}_m - k_r$$

wo x_N die Distanz zwischen dem Neutralpunkt und dem aerodynamischen Zentrum des Flügels ist.

Bei losgelassenem Knüppel rückt der Neutralpunkt vor.

$$\frac{x_N}{h_a} = \frac{a_m}{a} \left(1 - \frac{k_a}{\pi \lambda} \right) \left(1 - \frac{k_r}{\eta_m \bar{V}_m} \frac{d\alpha}{d\delta} \right) \eta_m \bar{V}_m - k_r \quad [3]$$

Der Vollständigkeit wegen untersuchen wir in Kürze auch die dynamische Längsstabilität. Das Segelflugzeug ist ein Schwingungssystem, in welchem die Dämpfung mit der Schwingungsgeschwindigkeit linear wächst. Die Differentialgleichung für ein solches System:

$$m \ddot{x} + d \dot{x} + cx = 0 \quad [4]$$

Die im vorigen beschriebenen Bewegungszustände sind laut der Lösung der charakteristischen Gleichung folgende:

$$m \lambda^2 + d \lambda + c = 0 \quad [5]$$

- 1. Wenn λ_1 und λ_2 reelle Zahlen sind und $\lambda_1 > 0$ ist, dann ist das System statisch instabil.
- 2. a) Wenn λ_1 und λ_2 reelle Zahlen und $\lambda_1 < 0$, $\lambda_2 < 0$ sind, dann ist das System statisch stabil mit aperiodischer Dämpfung.
- b) Wenn λ_1 und λ_2 konjugierte komplexe Zahlen $\lambda_{1,2} = \alpha \pm \beta i$ und $\alpha < 0$ sind, dann ist das System auch dynamisch stabil.
- c) Wenn λ_1 und λ_2 konjugierte komplexe Zahlen sind und $\alpha > 0$ ist, dann ist das System dynamisch instabil.

Jetzt untersuchen wir die Lage des Höhensteuers. Bei der Diskussion vernachlässigen wir die Widerstandskräfte. Die Gleichung für das Momentengleichgewicht nach Schwerpunkt:

$$Y_M \tau_M = - M_z(sz+T)$$

Weiter:

$$C_{yM} \cdot \rho \cdot V_M^2 \tau_M = - m_z(sz+T) \cdot \rho \cdot F \cdot h_a \quad [7]$$

Von diesem:

$$C_{yM} = - \frac{m_z(sz+T)}{\eta_m \bar{V}_m} \quad [7a]$$

[2] Andererseits:

$$C_{yM} = a_m \left(\alpha_M + \frac{d\alpha}{d\delta} \delta_M \right) \quad [8]$$

$$C_{yM} = \frac{a_m}{a} C_y + a_m \phi - a_m \frac{k_C y}{\pi \lambda} + a_m \frac{d\alpha}{d\delta} \delta_M \quad [8a]$$

Aus den Gleichungen 7a und 8a:

$$\delta_M = \frac{-m_z(sz+T)}{\eta_m \bar{V}_m a_m \frac{d\alpha}{d\delta}} - \frac{C_y}{a \frac{d\alpha}{d\delta}} - \frac{\phi}{\frac{d\alpha}{d\delta}} + \frac{k_C y}{\frac{d\alpha}{d\delta}} \quad [9]$$

Weiter:

$$\delta_M = \frac{C_{yM} + C_y \left(\frac{x_s}{h_a} + k_r \right)}{\eta_m \bar{V}_m a_m \frac{d\alpha}{d\delta}} - \frac{C_y}{a \frac{d\alpha}{d\delta}} - \frac{\phi}{\frac{d\alpha}{d\delta}} + \frac{k_C y}{\frac{d\alpha}{d\delta}} \quad [9a]$$

Wir bilden jetzt den partiellen Differentialquotienten nach C_y :

$$\frac{\partial \delta_M}{\partial C_y} = \frac{\frac{x_s}{h_a} + k_r}{\eta_m \bar{V}_m a_m \frac{d\alpha}{d\delta}} - \frac{1}{a \frac{d\alpha}{d\delta}} + \frac{1}{\frac{d\alpha}{d\delta}} \cdot \frac{k}{\pi \lambda} \quad [10]$$

aus den Gleichungen 1 und 2:

$$-\frac{\partial m_z}{\partial C_y} = \frac{a_m}{a} \left(1 - \frac{k_a}{\pi \lambda} \right) \eta_m \bar{V}_m - k_r - \frac{x_s}{h_a} \quad [11]$$

[5] Aus diesem:

$$\frac{x_s}{h_a} = \frac{a_m}{a} \left(1 - \frac{k_a}{\pi \lambda} \right) \eta_m \bar{V}_m - k_r - \left(- \frac{\partial m_z}{\partial C_y} \right) \quad [11a]$$

Das setzen wir in die Gleichung 10 ein:

$$\frac{\partial \delta_M}{\partial C_y} = \frac{1}{\frac{d\alpha}{d\delta}} \left(- \frac{\partial m_z}{\partial C_y} \right) \frac{1}{\eta_m \bar{V}_m a_m} \quad [12]$$

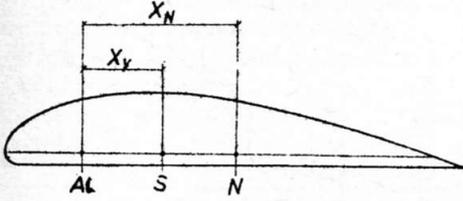
Da der Pilot nicht unmittelbar mit dem Ruder in Verbindung ist, ist es zweckmässig, einen anderen Differentialquotienten einzuleiten:

$$\frac{\partial k_M}{\partial C_y} = \frac{dk_M}{d\delta_M} \cdot \frac{\partial \delta_M}{\partial C_y} \quad [13]$$

wo k_M die Bewegung am Knüppelende ist.

[6] Wenn die Auslegung des Höhenruders nicht die gewöhnliche, sondern ein

Fig. 3



Die wichtigste Frage für uns ist, ob das Flugzeug statisch stabil oder instabil ist. Die statisch instabilen Flugzeuge sind lebensgefährlich, wie das viele Katastrophen gezeigt haben. In diese Kategorie gehören meistens die trudelgefährlichen Flugzeuge. Die Ermittlung der statischen Stabilität ist im allgemeinen bekannt. Wir teilen hier nur die Endresultate mit. Ihre Grösse hängt nicht nur von den geometrischen Daten des Flugzeugs, sondern auch von der Schwerpunktlage ab. Es gibt einen sogenannten hinteren Neutralpunkt. Liegt der Schwerpunkt hinter diesem, so ist das Flugzeug statisch instabil; liegt er vor diesem, ist es statisch stabil. Die Grösse der Stabilität können wir aus der Distanz Schwerpunkt-Neutralpunkt ermitteln.

Pendelruder mit Anti-Flettner ist, so sind diese Gleichungen folgende:

$$\frac{d\alpha}{d\delta} = 1 + \frac{d\delta_F}{d\delta_M} \cdot \frac{d\alpha}{d\delta_F} \quad [12a]$$

und

$$\frac{\partial \delta_M}{\partial C_y} = \frac{1}{1 + \frac{d\delta_F}{d\delta_M} \cdot \frac{d\alpha}{d\delta_F}} \cdot \left(-\frac{\partial m_z}{\partial C_y} \right) \eta_M \bar{V}_M a_M \quad [12b]$$

$\delta_{k_M}/\partial C_y$ nennen wir Steuerlagegradient erster Ordnung. Dieser ist sehr wichtig bei dem Steuerungstest eines Segelflugezeuges. Dieser Differentialquotient hängt von der Stabilität linear ab. Wenn die Schwerpunktlage des Flugzeuges sich ändert, so wird sich auch dieser Wert ändern. Wenn wir so ein Kennzeichen bekommen wollen, welches nur von den geometrischen Daten des Flugzeuges abhängt, so müssen wir den Steuerlagegradienten zweiter Ordnung bilden.

$$\frac{\partial^2 \delta_M}{\partial C_y \cdot \partial \left(-\frac{\partial m_z}{\partial C_y} \right)} = -\frac{1}{\frac{d\alpha}{d\delta} \eta_M \bar{V}_M a_M} \quad [14]$$

und

$$\frac{\partial^2 k_M}{\partial C_y \cdot \partial \left(-\frac{\partial m_z}{\partial C_y} \right)} = \frac{dk_M}{d\delta_M} \cdot \frac{\partial^2 \delta_M}{\partial C_y \cdot \partial \left(-\frac{\partial m_z}{\partial C_y} \right)} \quad [15]$$

Der Einfachheit halber führen wir einige Bezeichnungen ein:

$$\frac{\partial \delta_M}{\partial C_y} = \Sigma_1 \quad \left(-\frac{\partial m_z}{\partial C_y} \right) = \frac{1}{\mu}$$

$$\frac{\partial^2 \delta_M}{\partial C_y \cdot \partial \left(-\frac{\partial m_z}{\partial C_y} \right)} = \Sigma_2 \quad \frac{dk_M}{d\delta_M} = d_H$$

$$\frac{\partial k_M}{\partial C_y} = s_1 \quad \frac{\partial^2 k_M}{\partial C_y \cdot \partial \left(-\frac{\partial m_z}{\partial C_y} \right)} = s_2$$

So gilt:

$$\Sigma_1 = \frac{1}{\mu} \Sigma_2 \quad s_1 = d_H \Sigma_1$$

$$s_1 = \frac{1}{\mu} s_2 \quad s_2 = d_H s_1$$

Im folgenden diskutieren wir die Kräfte der Höhenrudersteuerung. Das Moment des Höhenruders an seiner Achse ist

$$M_{KM} = q_M F_K h_K C_{mK} + M_{ST} \quad [16]$$

wo

$$q_M = q \eta_M = n \frac{G}{F} \frac{1}{C_y} \eta_M \quad [17]$$

$$C_{mK} = b_1 \alpha_M + b_2 \delta_M \quad [18]$$

$$M_{ST} = n h_{KS} G_K \quad [19]$$

Untersuchen wir den Faktor C_{mK} weiter, so:

$$\alpha_M = \frac{C_y}{a} - \phi - \frac{k C_y}{\pi \lambda} \quad [20]$$

$$\delta_M = \delta_0 + \frac{\partial \delta_M}{\partial C_y} \cdot C_y \quad [21]$$

wo

$$\delta_0 = \frac{C_{m0n}}{a_M \frac{d\alpha}{d\delta} \eta_M \bar{V}_M} - \frac{\phi}{\frac{d\alpha}{d\delta}} \quad [22]$$

Schreiben wir dieses zurück in Gleichung 16:

$$M_{KM} = n \frac{G}{F} \frac{1}{C_y} \eta_M F_K h_K \left[b_1 \left(\frac{C_y}{a} - \phi - \frac{k C_y}{\pi \lambda} \right) + b_2 \left(\frac{C_{m0n}}{a_M \frac{d\alpha}{d\delta} \eta_M \bar{V}_M} - \frac{\phi}{\frac{d\alpha}{d\delta}} + \frac{\partial \delta_M}{\partial C_y} \cdot C_y \right) \right] + n h_{KS} G_K \quad [23]$$

Davon abgeleitet:

$$M'_{KM} = n \frac{G}{F} \eta_M F_K h_K \left\{ b_1 \left(\frac{1}{a} - \frac{k}{\pi \lambda} \right) + b_2 \cdot \frac{\partial \delta_M}{\partial C_y} + \frac{1}{C_y} \left[b_2 \frac{C_{m0n}}{a_M \frac{d\alpha}{d\delta} \eta_M \bar{V}_M} - \phi \left(b_1 + \frac{b_2}{\frac{d\alpha}{d\delta}} \right) \right] \right\} + n h_{KS} G_K \quad [24]$$

Dieses differenzieren wir nach $1/C_y$:

$$\frac{\partial M'_{KM}}{\partial 1/C_y} = n \frac{G}{F} \eta_M F_K h_K \left[b_2 \frac{C_{m0n}}{a_M \frac{d\alpha}{d\delta} \eta_M \bar{V}_M} - \phi \left(b_1 + \frac{b_2}{\frac{d\alpha}{d\delta}} \right) \right] \quad [25]$$

Dann differenzieren wir nach n:

$$\frac{\partial M'_{KM}}{\partial n} = \frac{G}{F} \eta_M F_K h_K \left\{ b_1 \left(\frac{1}{a} - \frac{k}{\pi \lambda} \right) + b_2 \frac{\partial \delta_M}{\partial C_y} + \frac{1}{C_y} \left[b_2 \frac{C_{m0n}}{a_M \frac{d\alpha}{d\delta} \eta_M \bar{V}_M} - \phi \left(b_1 + \frac{b_2}{\frac{d\alpha}{d\delta}} \right) \right] \right\} + h_{KS} G_K \quad [26]$$

Der Pilot empfindet das Rudermoment natürlich nicht, deswegen leiten wir zweckmässigerweise folgendes ein:

$$\frac{\partial P_M}{\partial 1/C_y} = \frac{\partial M'_{KM}}{\partial 1/C_y} \cdot \frac{d P_M}{d M'_{KM}} \quad [27]$$

Doch

$$\frac{\partial P_M}{\partial M'_{KM}} = \frac{1}{\frac{d M'_{KM}}{d \delta_M}} \quad [28]$$

Mit diesem weiter:

$$\frac{\partial P_M}{\partial 1/C_y} = \frac{\partial M'_{KM}}{\partial 1/C_y} \cdot \frac{d M'_{KM}}{d \delta_M}$$

und

$$\frac{\partial P_M}{\partial n} = \frac{\partial M'_{KM}}{\partial n} \cdot \frac{d M'_{KM}}{d \delta_M}$$

Wenn wir diese Steuerkraftgradienten erster Ordnung untersuchen, so können wir sehen, dass diese neben den geometrischen Massen auch noch vom Gewicht des Flugzeuges abhängen. Die Auslegungs- und die messtechnischen Probleme sind leichter zu behandeln, wenn wir die Steuerkraftgradienten zweiter Ordnung einleiten:

$$\frac{\partial^2 P_M}{\partial 1/C_y \cdot \partial G} = n \frac{F_K}{F} \eta_M h_K \left[b_2 \frac{C_{m0n}}{a_M \frac{d\alpha}{d\delta} \eta_M \bar{V}_M} - \phi \left(b_1 + \frac{b_2}{\frac{d\alpha}{d\delta}} \right) \right] \quad [29]$$

und

$$\frac{\partial^2 P_M}{\partial n \cdot \partial G} = \frac{F_K}{F} \eta_M h_K \left\{ b_1 \left(\frac{1}{a} - \frac{k}{\pi \lambda} \right) + b_2 \frac{\partial \delta_M}{\partial C_y} + \frac{1}{C_y} \left[b_2 \frac{C_{m0n}}{a_M \frac{d\alpha}{d\delta} \eta_M \bar{V}_M} - \phi \left(b_1 + \frac{b_2}{\frac{d\alpha}{d\delta}} \right) \right] \right\} \quad [30]$$

Wenn das Höhenruder nicht konventioneller Auslegung, sondern ein Pendelruder mit Anti-Flettner ist, so sehen diese Gleichungen folgendermassen aus:

$$\frac{\partial M'_{KM}}{\partial 1/C_y} = n \frac{G}{F} \eta_M F_K h_K \left(b_1 + b_2 \frac{d\delta_F}{d\delta_M} \right) \left\{ \frac{C_{m0n}}{a_M \eta_M \bar{V}_M \left(1 + \frac{d\delta_F}{d\delta_M} \cdot \frac{d\alpha}{d\delta_F} \right)} - \frac{\phi}{\left(1 + \frac{d\delta_F}{d\delta_M} \cdot \frac{d\alpha}{d\delta_F} \right)} \right\} \quad [25a]$$

$$\frac{\partial M'_{KM}}{\partial n} = \frac{G}{F} \eta_M F_K h_K \left(b_1 + b_2 \frac{d\delta_F}{d\delta_M} \right) \left\{ \frac{1}{a} - \frac{k}{\pi \lambda} + \frac{\partial \delta_M}{\partial C_y} - \frac{1}{C_y} \left(\frac{C_{m0n}}{a_M \eta_M \bar{V}_M \left(1 + \frac{d\delta_F}{d\delta_M} \cdot \frac{d\alpha}{d\delta_F} \right)} - \frac{\phi}{\left(1 + \frac{d\delta_F}{d\delta_M} \cdot \frac{d\alpha}{d\delta_F} \right)} \right) \right\} + G h_{KS} \quad [26a]$$

$$\frac{\partial^2 P_M}{\partial 1/C_y \cdot \partial G} = n \frac{F_K}{F} \eta_M h_K \frac{1}{\frac{d M'_{KM}}{d \delta_M}} \left(b_1 + b_2 \frac{d\delta_F}{d\delta_M} \right) \left\{ \frac{C_{m0n}}{a_M \eta_M \bar{V}_M \left(1 + \frac{d\delta_F}{d\delta_M} \cdot \frac{d\alpha}{d\delta_F} \right)} - \frac{\phi}{\left(1 + \frac{d\delta_F}{d\delta_M} \cdot \frac{d\alpha}{d\delta_F} \right)} \right\} \quad [29a]$$

$$\frac{\partial^2 P_M}{\partial n \cdot \partial G} = \eta_M \frac{F_K}{F} h_K \frac{1}{\frac{d M'_{KM}}{d \delta_M}} \left(b_1 + b_2 \frac{d\delta_F}{d\delta_M} \right) \left\{ \frac{1}{a} - \frac{k}{\pi \lambda} + \frac{\partial \delta_M}{\partial C_y} - \frac{1}{C_y} \left(\frac{C_{m0n}}{a_M \eta_M \bar{V}_M \left(1 + \frac{d\delta_F}{d\delta_M} \cdot \frac{d\alpha}{d\delta_F} \right)} - \frac{\phi}{\left(1 + \frac{d\delta_F}{d\delta_M} \cdot \frac{d\alpha}{d\delta_F} \right)} \right) \right\} \quad [30a]$$

Nach dieser kurzen Uebersicht über die rechnerische Ermittlung einiger Flugeigenschaften untersuchen wir deren Messung. Die erste Frage ist: Was sollen wir messen?

Vorerst lassen wir solche Parameter ausser acht, welche sich während des Fluges nicht ändern. Im Flug ändern sich:

1. die Steuerlage des Höhenruders
2. die Steuerkraft am Knüppel
3. der Auftriebsbeiwert.

Ausserdem können sich noch ändern

4. das Gewicht des Flugzeuges
5. die Schwerpunktlage des Flugzeuges.

Betrachten wir zuerst die Steuerlage und die mit dieser zusammenhängenden Messungen. Nach dem Messen der Steuerlage und des C_y können wir bei genügender Punktzahl den Steuerlagegradienten erster Ordnung bestimmen. Nachdem wir diese in mehreren Schwerpunktlagen gemessen haben, ist es möglich, aus der Funktion den hinteren Neutralpunkt bei gehaltenem Steuer und aus diesem die Längsstabilität zu bestimmen.

Bei Steuerkraftmessungen wird erst der Steuerkraftgradient zweiter Ordnung bestimmt und aus diesem der Steuerkraftgradient erster Ordnung zurückerrechnet.

Die Messungen können in vier Gruppen eingeteilt werden. Die erste Gruppe enthält die unveränderbaren Daten des Flugzeugs. Diese messen wir am Boden. Es sind folgende:

1. geometrische Daten
2. Ermittlung der Funktion k_M
3. Elastizität der Steuerung.

In die zweite Gruppe gehören die Daten, die sich nur zwischen zwei Starts ändern:

4. Gewicht des Flugzeuges
5. Schwerpunktlage des Flugzeuges.

Fig. 4

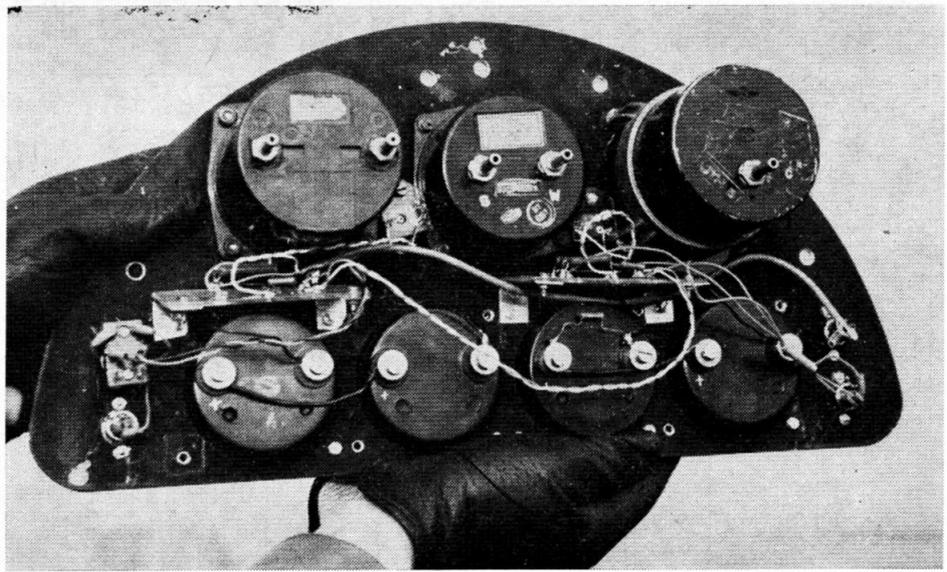
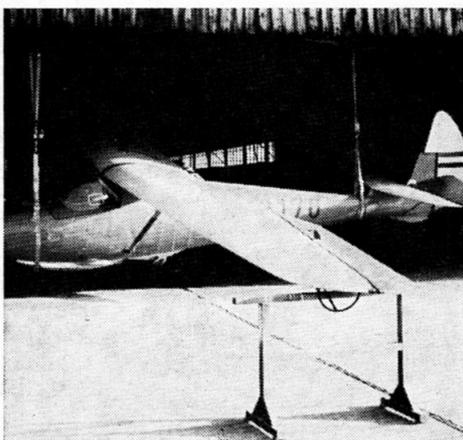


Fig. 5

Die dritte Gruppe enthält nur eine Messung:

6. die Eichung des Geschwindigkeitsmesssystems.

In die vierte Gruppe kommen die Flugmessungen. Es wird folgendes bestimmt:

7. Steuerlage des Knüppels
8. Steuerkraft am Knüppelende
9. indizierte Geschwindigkeit.

Für die Messungen des Punktes 1 verwendeten wir nur ein Messband und ein Lot.

Unter Punkt 2 wurde die Steuerlage mit einer Methode gemessen, die unter Punkt 7 beschrieben wird. Der Ruder ausschlag wurde mit einem hängenden Winkel gemessen.

Unter Punkt 3 massen wir die Steuerlage und die Steuerkräfte bei fixiertem Ruder. Die Messmethoden waren dieselben, die wir unter Punkt 7 und 8 verwendeten.

Bei Messung der Punkte 4 und 5 hängten wir die Flugzeuge an zwei Punkten auf, um so die Kräfte durch zwei sehr genaue laboratorische Zugkraftmesser zu ermitteln. Aus diesen bestimmten wir die Gewichte und die Schwerpunktlagen. Wir machten noch mehrere Kontrollmessungen mit zwei Waagen und ermittelten die Schwerpunktlagen mittels Pendelverfahrens.

Die Eichung des Geschwindigkeitsmesssystems wurde zweifach ausgeführt, beziehungsweise wir verwendeten bei der Standard-Mucha Werkanlagen. Die eine Methode (bei der Gobé) war die Eichung des statischen Druckmesssystems mittels einer Schleppsonde. Mit der anderen Methode, welche wir bei der Pilis verwendeten, bestimmten wir die Fehler nicht unmittelbar. Erst eichten wir das Geschwindigkeitsmesssystem des Schleppflugzeuges PO-2 über eine

Messstrecke mit Stoppuhr und Radiotelefon. Dann schleppten wir die Flugzeuge mit einem 100 m langen Seil, und inzwischen verglichen wir die indizierten Geschwindigkeiten.

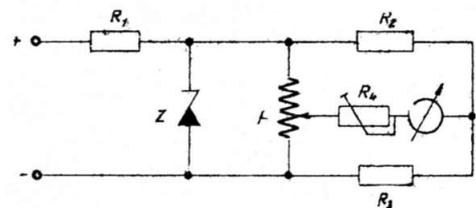
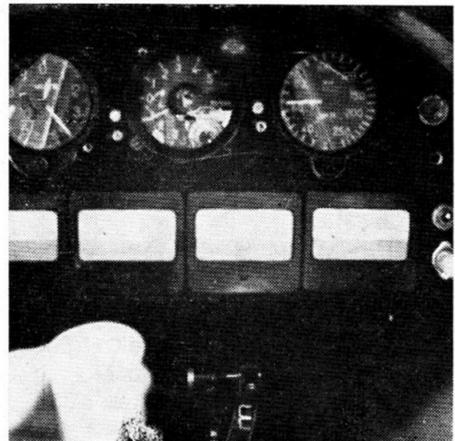


Fig. 6

Für die Messung des Punktes 7 entwickelten wir ein elektrisches Messsystem. Mit der Steuerung wurde ein genaues Potentiometer gekoppelt, und wir massen den Widerstand in einer Wheatstone-Brücke. Zwecks Genauig-

Fig. 7



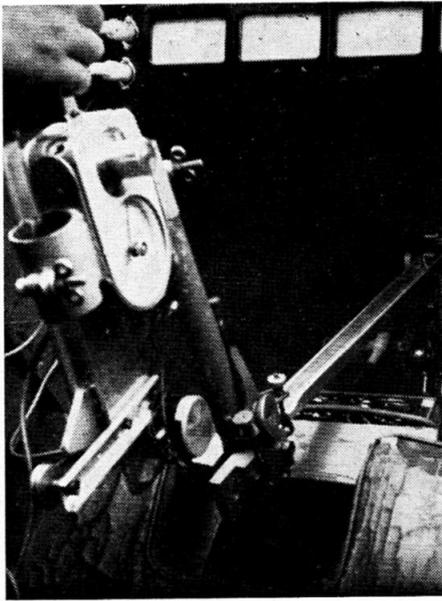


Fig. 8

keit wurde die Messskala auf zwei Anzeigergeräte verteilt. Die eine zeigte die Ausschläge in Druckrichtung, die andere in Zugrichtung.

Die Messung des Punktes 8 wurde ähnlich der des Punktes 7 ausgeführt. Hier bauten wir einen Corex-Handkraftmesser um, und seine Ausschläge wurden mit einem ähnlichen elektrischen Verfahren gemessen.

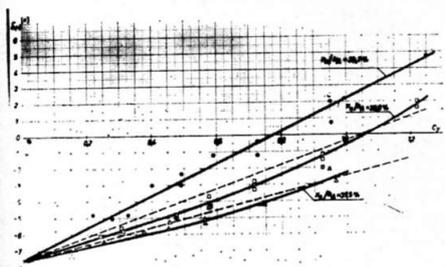
Für die Geschwindigkeitsmessung verwendeten wir einen normalen PZL-Geschwindigkeitsmesser, eichten ihn aber in ausgebautem Zustand.

Die Messungen eines jeden Flugzeugzustandes wurden auf je einem Auswertepapier gesammelt, und nachher rechneten wir die genauen Zahlenwerte aus. Die verwendeten Daten betrafen

1. Gewicht
2. Schwerpunktlage
3. Steuerlage des Höhenruders
4. Steuerkräfte am Höhenruder
5. C_y .

Betrachten wir, wie man die Ergebnisse aus diesen bekommen kann. Erst tragen wir die Steuerlage als Funktion von C_y auf. Hier figuriert die Schwerpunktlage als Parameter.

Fig. 9



Mit Hilfe dieser Funktionen können wir die Funktion

$$\delta_M \left(\frac{x_s}{h_A} \right) \text{ abbilden, wo } C_y \text{ Parameter ist.}$$

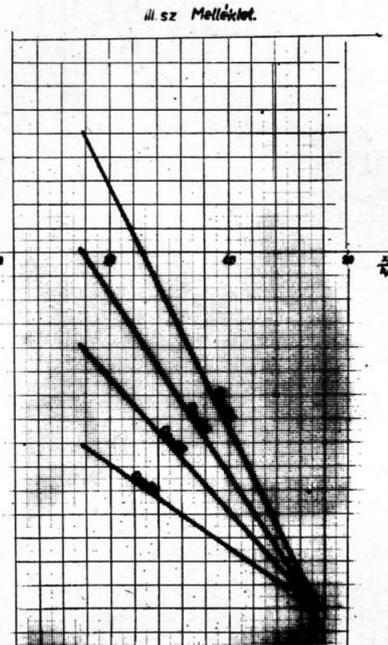


Fig. 10

Aus diesen Funktionen kann man den hinteren Neutralpunkt ermitteln. Dann kontrollierten wir die Ergebnisse, indem wir aus der Funktionsreihe $\delta_M(C_y)$ die Steuerlagegradienten erster Ordnung ermittelten und sie als Funktion der Längsstabilität übertrugen. Dieses Verfahren gab uns eine Möglichkeit des Ausgleichens der Messfehler.

Dadurch, dass wir die Werte P_i/G als Funktion der $1/C_y$ darstellten, konnten wir aus dieser die Steuerkraftgradienten zweiter Ordnung bestimmen, und danach war es möglich, die Steuerkraftgradienten erster Ordnung als Funktion des Gewichtes zu ermitteln. Endlich müssen wir ein paar Worte über die verwendeten Segelflugzeuge sagen.

Die R-08d Pilis ist ein veraltetes Übungsflugzeug in Holzbauweise. Der Prototyp flog im Jahre 1938. Nur einige Exemplare existieren noch. Das Baujahr unseres Flugzeuges war 1955. Daten und Dreisichtenbild siehe Figur 11. Die R-26s ist ein zweisitziges Ganzmetall-Schul- und -Übungsflugzeug. In Ungarn wird es als Ein- und Zweisitzer geflogen. Wir verwendeten es für den ersten Streckenflug. Der Prototyp flog im Jahre 1962. Figur 12 zeigt Dreisichtenbild und Daten.

Die SZ-22 Standard-Mucha ist allgemein bekannt. Die Daten zeigt Figur 13.

Fig. 11

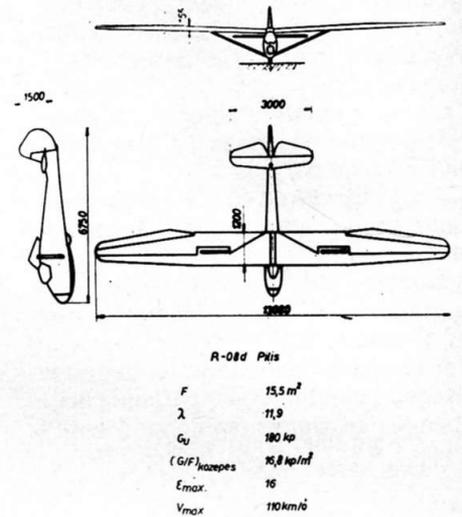


Fig. 12

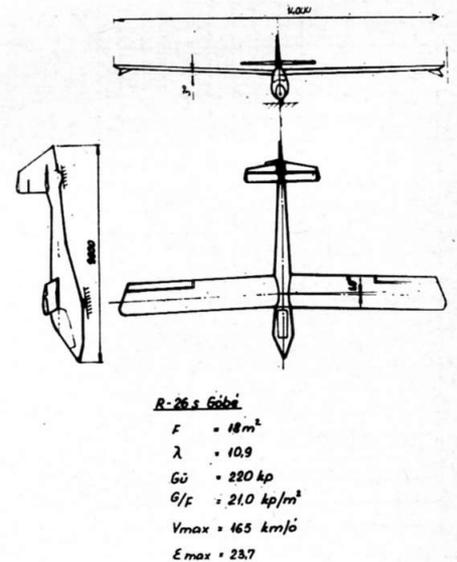
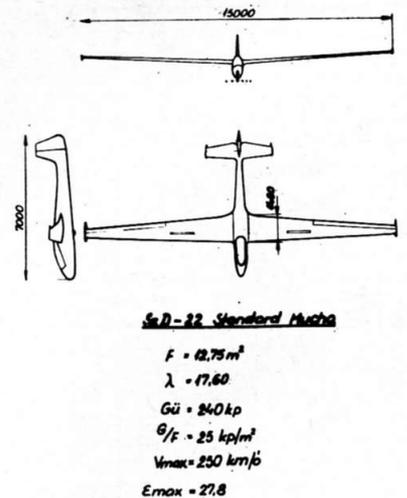


Fig. 13



III

Diskutieren wir die erhaltenen Werte. Betrachten wir zuerst die Längsstabilität mit gehaltenem Steuer. In den Figuren 14, 15, 16 und 17 stellen wir diese als Funktion der Pilotensitzbelastung dar.

Aeusserungen der Piloten stützen unsere Behauptung, dass die Stabilität ungenügend ist, falls $(-\delta m_2 / \delta C_y) < 0,08 - 0,1$. Es ergab sich keine unangenehm grosse Längsstabilität.

Betrachten wir weiterhin den Steuerlagegradienten erster Ordnung (Figuren 18, 19, 20 und 21):

Der zu empfehlende Wert für den Steuerlagegradienten erster Ordnung liegt über 40 mm. Dementsprechend war Pi-

Statikus fogottkormány stab. az ülésterhelés függv.-ben. Seb-27 St. Mucha HA-4377

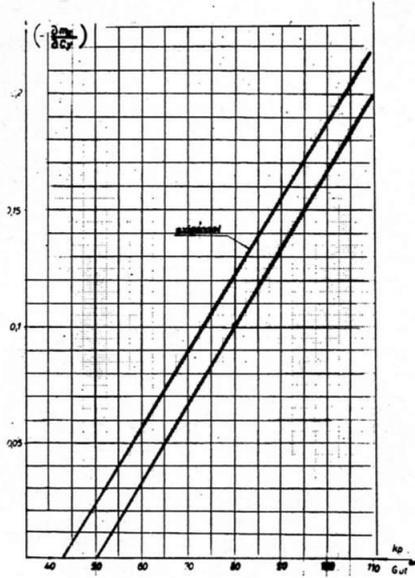


Fig. 16

Kormányhelyzetgradiens a súlypont-helyzet függvényében. R-08d Pils HA-3170

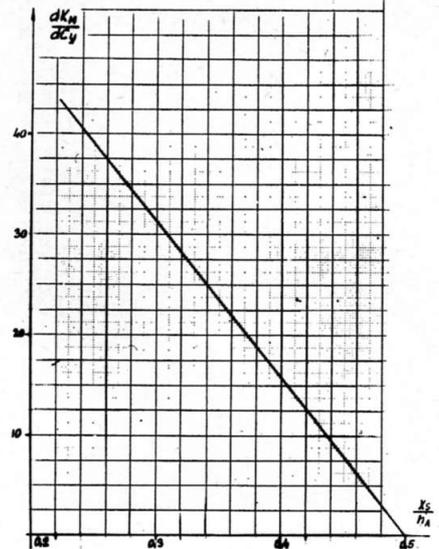


Fig. 18

Statikus fogottkormány stab. az ülés-terhelés függv.-ben. R-08d Pils HA-3170

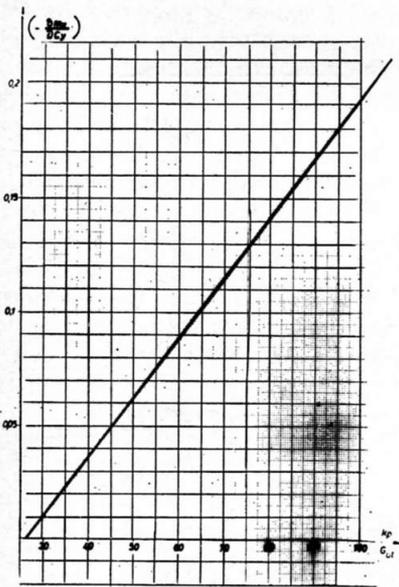


Fig. 14

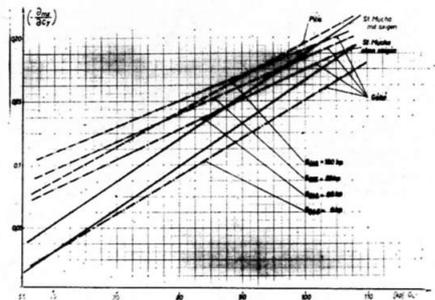


Fig. 17

Kormányhelyzetgradiens a súlypont-helyzet függvényében. R-08d Pils HA-3170

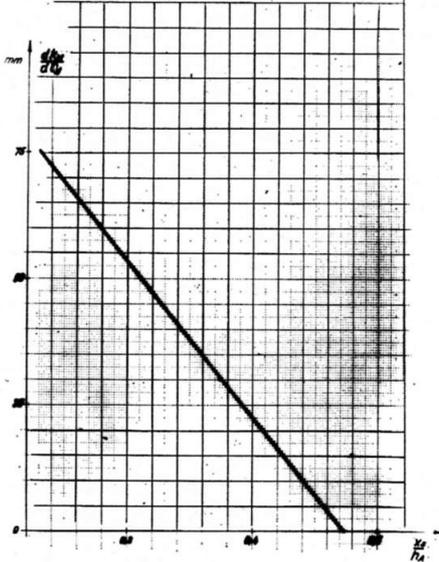


Fig. 19

Statikus fogott-kormány. Stabilitás az ülésterhelés függvényében. R-08-S Göbbel HA-5325

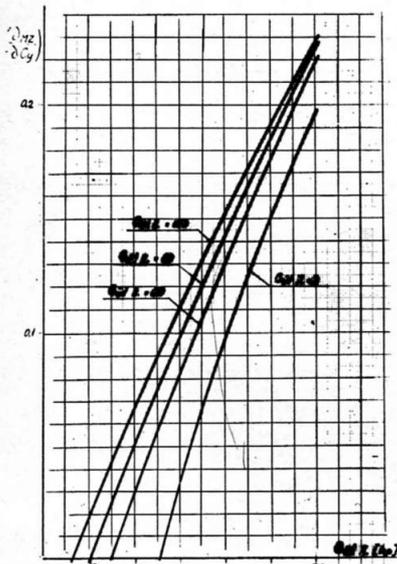


Fig. 15

Kormányhelyzetgradiens a súlypont-helyzet függvényében. R-08d St. Mucha HA-4377

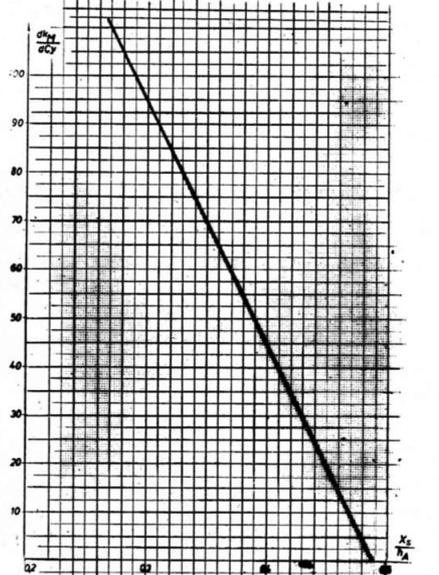


Fig. 20

lis eindeutig schlecht, Gobé annehmbar und Mucha gut. Bei den Steuerkraftgradienten war die Reihenfolge dieselbe. Die Steuerkraftgradienten erster Ordnung als Funktionen des Fluggewichts sind in Figur 22 dargestellt. Wir möchten noch ein paar Worte über die Messverfahren sagen.

Die grössten Probleme traten immer bei den Kraftmessungen auf. Die Schwerpunktlage ist zum Beispiel viel genauer durch das Pendelverfahren als durch Gewichtsmessung zu ermitteln.

Zum Eichen des Geschwindigkeitsmesssystems ist das Verwenden einer Schleppsonde zu empfehlen.

Schliesslich möchten wir über eine sehr interessante Beobachtung berichten. Beim Messen der Pils stellten wir eine extreme vordere Schwerpunktlage her. Vor die Füsse des Piloten legten wir 15 kp Sand. Seiten- und Richtungsstabilität des Flugzeuges wurden so gut, dass der Testpilot, Dipl.-Ing. Pál Szereday, sie als ausgezeichnet beurteilte. Normalerweise hat die Pils schlechte Seiten- und Richtungsstabilitätseigenschaften. Leider hatten wir nicht die Möglichkeit, diese Erscheinung weiter zu untersuchen und ihre Ursachen zu ermitteln.

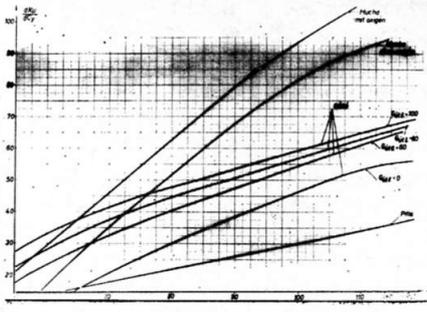


Fig. 21

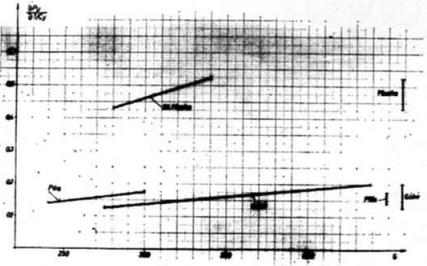


Fig. 22

Bezeichnungen

- x_S Schwerpunktlage
- x_N Neutralpunktlage
- r_M Höhenleitwerkarm
- F Flächeninhalt Flügel
- F_M Flächeninhalt Höhenleitwerk
- F_K Flächeninhalt Höhenruder
- h_A Mittl. aerodynamische Tiefe
- $\bar{V}_M = \frac{F_M}{F} \frac{r_M}{h_A}$
- λ Flügelstreckung
- h Mittl. Tiefe d. Höhenleitwerks
- h_K Mittl. Tiefe des Höhenruders
- h_{KS} Arm des Schwerpunkts des Höhenruders
- G Fluggewicht
- G_K Höhenrudergewicht
- P_M Kraft am Knüppel
- Y Auftriebskraft am Flügel
- Y_M Auftriebskraft am Höhenleitw.
- M_{KM} Höhenrudermoment
- M_{St} Moment aus Höhenrudergew.
- $M_{z(sz+T)}$ Moment des Flügels und des Rumpfes
- q Staudruck
- q_M Staudruck b. Höhenleitwerk
- $\eta_M = \frac{q_M}{q}$
- $n = \frac{Y}{G}$

- φ Einbauwinkel d. Höhenleitw.
- k_M Knüppelbewegung
- $a = \frac{dC_y}{d\alpha}$
- $a_M = \frac{dC_{yM}}{d\alpha_M}$
- C_y Auftriebsbeiwert am Flügel
- C_{yM} Auftriebsbeiwert am Höhenleitwerk
- C_{mon} Momentenbeiwert des Höhenleitwerks bei $\delta_M = 0$
- C_{mK} Momentenbeiwert des Höhenruders
- $m_{z(sz+T)} = \frac{M_{z(sz+T)}}{qFh_A}$
- k Beiwert für Ermittlung des Abwinds beim Höhenleitwerk
- $k_T = \frac{dm_{zT}}{dC_y}$
- $b_1 = \frac{dC_{mk}}{d\alpha_M}$
- $b_2 = \frac{dC_{mk}}{d_M}$

	$\frac{x_N}{h_A}$	$\frac{\partial^2 k_M}{\partial C_y \partial (\frac{\delta_M}{\delta_F})}$	$\frac{\partial^2 P_M}{\partial \alpha \partial \delta}$	n
<i>Pilis</i>	0,25	-16	0,00058	α
<i>Gobé</i>	0,224	-20,75	0,00045	α_M
<i>Mucha</i>	0,24	-50,5	0,00153	δ_M

- α Anstellwinkel des Flügels
- α_M Anstellwinkel d. Höhenleitw.
- δ_M Höhenruderausschlag
- δ_F Anti-Flettner-Ausschlag
- δ_o Höhenruderausschlag bei $C_y = 0$

Literatur
 Dr.-Ing. Elemér Rác: Flugmechanik.
 Dr.-Ing. Elemér Rác: Ergänzungen zu Flugmechanik.
 Vedrov-Tajc: Flugzeuguntersuchung.
 Dr.-Ing. W. Lehmann: Ein Beitrag zu den Flugeigenschaften der Segelflugzeuge (OSTIV-Vortrag).
 M. Rade, P. Weishaupt und H. Zacher: Flugeigenschaftenprüfung von 7 doppelsitzigen Segelflugzeugen im OSTIV-Kurs Varese 1963 (FFM-Bericht Nr. 62).

Koordinatensystem

