

## Wie erreiche ich eine gute Längsstabilität?

Beim Entwurf eines Modelles steht neben anderen Faktoren die Frage nach der Stabilität um die drei Achsen im Vordergrund. Freifliegende Modelle, soweit sie nicht gesteuert werden, müssen im hohen Maße eigenstabil sein. Sie sollen nach einer Störung, die durch Horizontal- oder Vertikalböen verursacht werden kann, immer wieder in die ursprüngliche Fluglage zurückkehren. Die richtige Stabilisierung ist deshalb mindestens ebenso wichtig wie ein Profil, das eine minimale Sinkgeschwindigkeit verspricht.

Den größten Einfluß auf das Flugbild übt die Stabilität um die Querachse aus — die Längsstabilität. Das Maß der Längsstabilität wird vor allem von der Schwerpunktslage, den Ausmaßen des Höhenleitwerkes und dessen Hebelarm bestimmt. Im Großflugzeugbau werden die Maße sämtlicher Bauteile, die die statische Längsstabilität beeinflussen, vor dem Bau rechnerisch bestimmt. Der durchschnittliche Modellbauer hingegen probiert verschiedene Profile, Rumpflängen und Höhenleitwerke aus, bis das Modell eine gute Leistung erreicht.

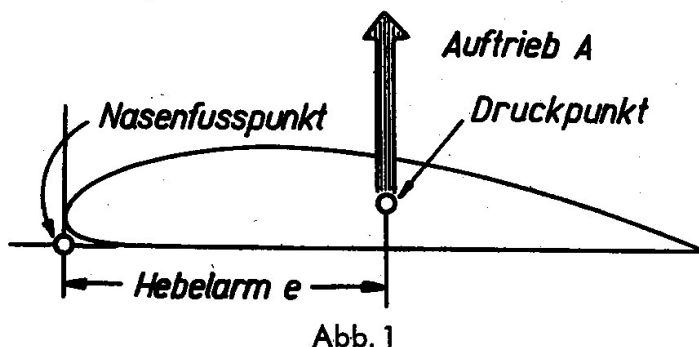
Es gibt zwar einige Faustformeln zur Errechnung der Höhenleitwerksfläche bzw. des Leitwerksabstandes, die unter bestimmten Voraussetzungen richtige Werte ergeben, sie haben aber alle den Nachteil, daß sie nicht die Einflüsse verschieden stark gewölbter Tragflügelprofile berücksichtigen. Sie werden daher von kritischen Modellbauern als ungenügend und unbrauchbar abgelehnt.

Der Verfasser hat es sich deshalb zur Aufgabe gemacht, Formeln zu entwickeln, die wesentlich genauere und den besonderen Konstruktionsgegebenheiten entsprechende Werte ergeben. Sie werden mit Hilfe der sogenannten Neutralpunkt-methode aufgestellt, die mehrere Vorteile bietet. Die eine Formel betrifft die Lage des „Neutralpunktes“ am Modell; sie ist von entscheidendem Einfluß auf die günstigste Lage des Schwerpunktes. Mit Hilfe der anderen läßt sich die Größe des Leitwerksabstandes bestimmen, die bei gegebener Höhenleitwerksfläche eine richtige Stabilisierung des Modelles gewährleistet. Mit ihr kann man umgekehrt auch die Höhenleitwerksfläche berechnen, wenn der Leitwerksabstand vorgegeben ist. In beiden Formeln erscheinen Faktoren, wie z. B. die Momentenbeiwerte, die den meisten Modellbauern unbekannt sind. Diese Faktoren wurden in Diagrammen, abhängig von bekannten Werten, z. B. der Profilwölbung, aufgetragen. Die Rechnung wird dadurch beinahe so einfach wie bei den bisherigen Faustformeln. Der Gewinn ihnen gegenüber ist aber die größere Genauigkeit und die umfassendere Anwendungsmöglichkeit.

Das Ableiten der Formeln setzt einige theoretische Kenntnisse voraus und ist darum nicht jedermanns Sache. Für den Praktiker werden darum auf den Mittelseiten des nächsten Heftes die beiden Formeln für den Leitwerksabstand und die Schwerpunktslage mit den dazugehörigen Diagrammen und einer Anleitung abgedruckt. Für sie ist das Verständnis dieses Aufsatzes nicht erforderlich.

### 1. Neutralpunkt! — Was ist das?

Es soll zunächst der Begriff Neutralpunkt klar gestellt werden. Man muß in diesem Zusammenhang am Profil den Auftriebsmittelpunkt, auch Druckpunkt genannt, und den jeweiligen Momentenbezugspunkt unterscheiden. Der Auftriebsmittelpunkt wandert am gewölbten Profil und hat für jeden Anstellwinkel eine bestimmte Lage. Der Momentenbezugspunkt ist frei wählbar. Man kann z. B. das Moment betrachten, das der Auftrieb bei verschiedenen Anstellwinkeln um den Nasenfußpunkt ausübt (Abb. 1). So wurde bei den Göttinger Messungen verfahren.



Das Moment ist dann, wie die Messungen zeigen, mit dem Anstellwinkel veränderlich und ergibt sich nach der Formel

$$\text{Drehmoment} = \text{Kraft} \cdot \text{Hebelarm} \quad \text{zu} \\ (1) \quad M = A \cdot e,$$

wobei  $e$  die Entfernung zwischen dem jeweiligen Druck- und dem Nasenfußpunkt ist. Wählt man einen anderen Momentenbezugspunkt, so erhält man bei gleichem Anstellwinkel ein anderes Moment, weil man den Berechnungen nun einen anderen Hebelarm zugrunde legt.

Für jedes Profil existiert nun ein Punkt, mit der Eigenschaft, daß das auf ihn bezogene Moment konstant und damit unabhängig vom Anstellwinkel ist. Dieser Momentenbezugspunkt wird Neutralpunkt genannt.

Es hat sich gezeigt, was ja nicht ohne weiteres selbstverständlich ist, daß der Neutralpunkt für alle Profile annähernd an der gleichen Stelle, etwa in 25 % der Flügeltiefe liegt. Die Ab-

weichungen sind so klein, daß man sie für den Modellflug vernachlässigen kann (vergl. auch den Aufsatz des Verf. in Heft 8/56 des Flugmodellbaus). Für das auf den Neutralpunkt bezogene Moment gilt also (Abb. 2):

$$(2) \quad M_N = \dot{A} \cdot d = \text{konst.},$$

wobei  $d$  der Abstand zwischen dem jeweiligen Druck- und dem Neutralpunkt ist.

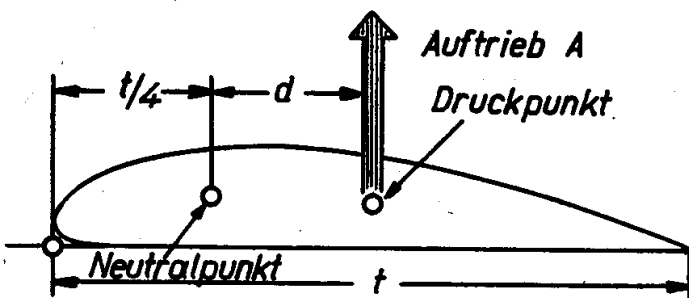


Abb. 2

Mit anderen Worten: Auftrieb  $A$  und Hebelarm  $d$  sind einander umgekehrt proportional. Eine Vergrößerung des Auftriebs ist mit einer Verkleinerung des Hebelarms  $d$  verbunden, d. h. der Druckpunkt wandert bei einer Anstellwinkelvergrößerung auf den Neutralpunkt zu, in diesem Falle also nach vorne.

## 2. Der Momentenbeiwert.

Ist das Moment  $M_N$  unabhängig vom Anstellwinkel, so gilt dies natürlich auch für den Momentenbeiwert  $c_{mN}$ , der von den Abmessungen des Flügels und der Anströmgeschwindigkeit unabhängig ist. Man erhält ihn, indem man das Moment durch die Flügelfläche  $F$ , die Flügeltiefe  $t$  als Hebelarm und den Staudruck  $q$  dividiert.

Es ist also

$$(3) \quad c_{mN} = \frac{M_N}{q \cdot F \cdot t} = \text{konst.}$$

Dieser auf den Neutralpunkt bezogene Momentenbeiwert  $c_{mN}$  ist eine für jedes Profil charakteristische Zahl.

Sie beträgt für:

|                           |             |                   |
|---------------------------|-------------|-------------------|
| NACA 6 412 (f bei 40 %t)  | $f = 6 \%t$ | $c_{mN} = -0,135$ |
| NACA 4 412 (f bei 40 %t)  | $f = 4 \%t$ | $c_{mN} = -0,097$ |
| NACA 4 409 (f bei 40 %t)  | $f = 4 \%t$ | $c_{mN} = -0,098$ |
| NACA 23 012 (f bei 15 %t) | $f = 2 \%t$ | $c_{mN} = -0,010$ |
| NACA 0 012 (symmetrisch)  | $f = 0 \%t$ | $c_{mN} = 0,000$  |

An diesen Werten sieht man, daß die Momentenzahl  $c_{mN}$  mit größer werdender Wölbung  $f$  dem Betrage nach zunimmt. Nimmt man eine direkte lineare Abhängigkeit zwischen Momentenzahl  $c_{mN}$  und Wölbung  $f$  an, so fällt das NACA 23 012 mit 12 % Dicke und 2 % Wölbung bei 15 %t

vollkommen aus der Reihe heraus. Die Momentenzahl wird also auch noch von der Lage der größten Wölbung beeinflusst. Die beiden übereinstimmenden Werte von  $c_{mN}$  für NACA 4412 und NACA 4409 mit 12 %t und 9 %t Dicke zeigen, daß der Einfluß der Profildicke auf  $c_{mN}$  nur gering ist. Für symmetrische Profile ist  $c_{mN} = 0$ . Das läßt darauf schließen, daß der Auftrieb bei symmetrischen (!) Profilen direkt im Neutralpunkt und damit ziemlich genau im ersten Viertel der Flügeltiefe angreift.

Man kann also auch definieren:

**Der Neutralpunkt ist der Auftriebsmittelpunkt eines symmetrischen Profiles.**

Eine ähnliche Formulierung wird sich später für das ganze Modell ergeben.

Für die folgenden Betrachtungen wird es wichtig sein, festzustellen, wie  $c_{mN}$  von der Wölbung abhängt. Das erwartete lineare Gesetz ergab sich, als  $c_{mN}$  über  $f$  aufgetragen wurde (siehe Abb. 3)). Sämtliche Punkte befinden sich innerhalb des schraffierten Bereiches. Dabei entspricht dessen obere Begrenzung Profilen mit starker Wölbungsrücklage und die untere Profilen mit Wölbungsvorlage bis 0,3 t. Profile mit S-Schlag sind in der Statistik nicht enthalten. Die  $c_{mN}$ -Werte für solche Profile liegen je nach Stärke des S-Schlages mehr oder weniger weit unterhalb des schraffierten Bereiches.

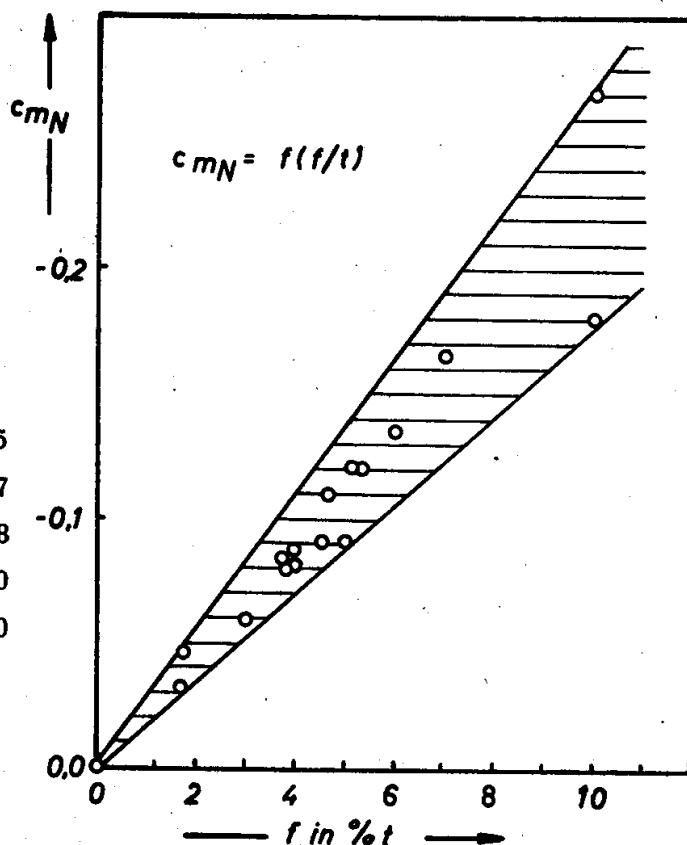


Abb. 3

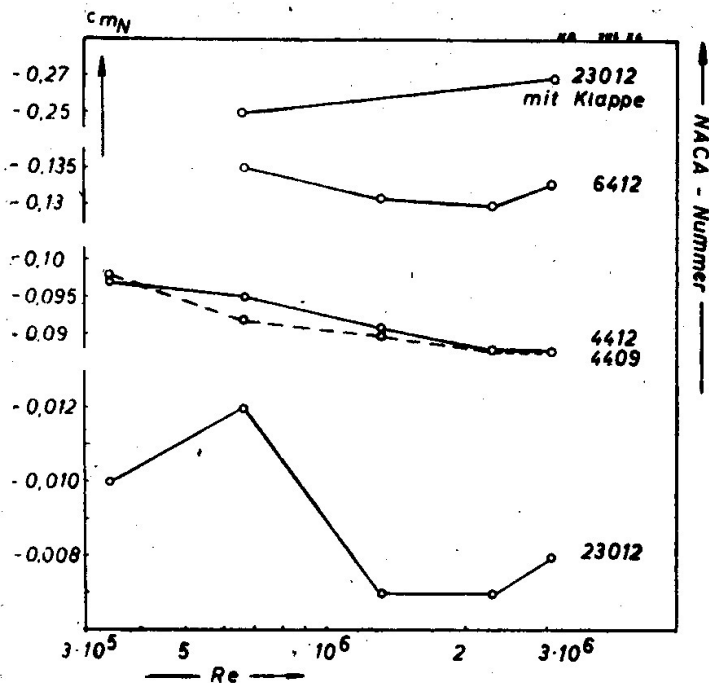


Abb. 4

Als letztes soll in diesem Abschnitt der Einfluß der  $Re$ -Zahl auf  $c_{mN}$  untersucht werden. Dies wird zeigen, ob die bei höheren  $Re$ -Zahlen gemessenen  $c_{mN}$ -Werte auch für den Modellflugbereich zutreffen. In der Abbildung 4 wurde für die Profile NACA 23 012, 4409, 4412, 6412 und 23 012 mit  $t/5$  breiter Klappe, 300 nach unten ausgeschlagen ( $f \sim 10\%$ ),  $c_{mN}$  über  $Re$  aufgetragen. Sämtliche Kurven zeigen keine eindeutige Tendenz, wenn auch die  $c_{mN}$ -Werte für kleinere  $Re$ -Zahlen durchschnittlich steigen. Man darf daher annehmen, daß das Diagramm  $c_{mN}$  über  $f$  auch für  $Re < 100\,000$  brauchbar ist, falls eine überkritische Strömung am Profil herrscht.

Die gesuchten Formeln können aus der Zusammenfassung aller am Modell auftretenden Momente entwickelt werden. Der Vorteil der Neutralpunktmethode zeigt sich nun darin, daß die einzelnen Momente an Tragflügel und Höhenleitwerk sowie das Gesamtmoment unabhängig vom Anstellwinkel angegeben werden können. Dadurch wird eine Auswertung überhaupt erst möglich gemacht.

### 3. Der Neutralpunkt am ganzen Modell.

Der Neutralpunkt einer einzelnen Tragfläche liegt fest im ersten Viertel der Flügeltiefe. Es entsteht nun die Frage, wie sich der Neutralpunkt am ganzen Modell bestimmen läßt, wo sich die Einflüsse von Tragflügel und Höhenleitwerk überschneiden.

Der Neutralpunkt und die auftretenden Kräfte am Tragflügel werden im folgenden mit dem Index 1 und die am Höhenleitwerk mit dem Index 2 bezeichnet. Die Momente werden bei dieser Darstellung nicht auf den Schwerpunkt

bezogen, sondern auf einen beliebigen Punkt  $P$ , wobei allerdings zu bedenken ist, daß jetzt auch das Gewicht des Modelles ein Moment um diesen Punkt ausübt. Das Gewicht wird jedoch vorerst nicht berücksichtigt. Das hat nur zur Folge, daß das Gesamtmoment der Luftkräfte  $M_p$  ungleich Null ist.

In Abb. 5 ist gezeigt, wie die Momente an einem Modell mit tragendem Höhenleitwerk um den Punkt  $P$  wirken.

$S$  = Schwerpunkt

$D$  = Druckpunkt

$N$  = Neutralpunkt

beliebiger Momentenpunkt  $P$

Das Gesamtmoment der Luftkräfte um  $P$  setzt sich zusammen aus den beiden Einzelmomenten, die vom Flügelauftrieb  $A_1$  und vom Leitwerksauftrieb  $A_2$  um  $P$  erzeugt werden. Bezeichnet man schwanzlastig wirkende Momente als positiv und kopflastig wirkende als negativ, so ergibt

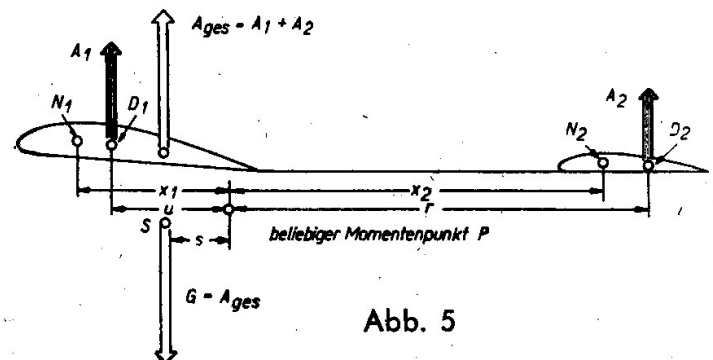


Abb. 5

sich das Gesamtmoment um  $P$  zu

$$(4) \quad M_p = A_1 \cdot u - A_2 \cdot r$$

Mit dieser Momentengleichung kann man aber nur wenig anfangen, da die beiden Hebelarme  $u$  und  $r$  infolge der Druckpunktwanderung an Tragflügel und Leitwerk veränderlich sind. Wir wenden jetzt einen mathematischen Trick an, der es uns möglich macht, auf die Neutralpunktmethode zurückzugreifen. Wir addieren auf der rechten Seite der Gleichung  $A_1 \cdot x_1 - A_1 \cdot x_1 + A_2 \cdot x_2 - A_2 \cdot x_2$ . Dadurch wird die Gleichung sicher nicht verändert; denn je zwei der Summanden ergänzen sich zu Null. Es ist dann:

$$(5) \quad M_p = A_1 \cdot x_1 - A_1 \cdot x_1 + A_1 \cdot u - A_2 \cdot x_2 - A_2 \cdot r + A_2 \cdot x_2$$

oder nach geeigneter Zusammenfassung

$$(6) \quad M_p = A_1 \cdot x_1 - A_1 \cdot (x_1 - u) - A_2 \cdot x_2 - A_2 \cdot (r - x_2)$$

Damit haben wir einen Ausdruck erhalten, mit dem man sehr gut weiterrechnen kann. Es ist nämlich:

$$A_1 \cdot (x_1 - u) = M_{N_1} \quad \text{das konstante Moment des Auftriebs am Tragflügel um den Neutralpunkt } N_1 \text{ und}$$

$A_2 - (r - x_1) = M_{N_2}$  das konstante Moment des Auftriebs am Leitwerk um den Neutralpunkt  $N_2$ .

Die in den beiden übrigen Ausdrücken vorkommenden Hebelarme  $x_1$  und  $x_2$  sind ebenfalls unabhängig vom Anstellwinkel. Mit  $M_{N_1}$  und  $M_{N_2}$  ist:

$$(5a) \quad M_p = A_1 \cdot x_1 - A_2 \cdot x_2 - M_{N_1} - M_{N_2}$$

Für den Auftrieb kann man einsetzen:

$$A_1 = c_{a_1} \cdot F_1 \cdot q \quad \text{und} \quad A_2 = c_{a_2} \cdot F_2 \cdot q,$$

wenn man mit  $c_a$  den Auftriebswert, mit  $F$  die Fläche und mit  $q$  den Staudruck bezeichnet. Entsprechend setzt man für die Momente um den Neutralpunkt nach (3) ein:

$$M_{N_1} = c_{m_{N_1}} \cdot F_1 \cdot t_1 \cdot q \quad \text{und} \quad M_{N_2} = c_{m_{N_2}} \cdot F_2 \cdot t_2 \cdot q$$

Setzt man dies in (5a) ein und dividiert gleichzeitig durch den Staudruck  $q$ , so ergibt sich der von der Geschwindigkeit unabhängige Wert  $M_p/q$ . Gleichung (5a) geht dann über in:

$$(5b) \quad \frac{M_p}{q} = c_{a_1} \cdot F_1 \cdot x_1 - c_{a_2} \cdot F_2 \cdot x_2 - c_{m_{N_1}} \cdot F_1 \cdot t_1 - c_{m_{N_2}} \cdot F_2 \cdot t_2$$

In dieser Gleichung sind die Faktoren  $c_{a_1}$  und  $c_{a_2}$  die einzigen Veränderlichen, die jetzt näher bestimmt werden müssen. Bekanntlich wächst der Auftrieb und damit der Auftriebsbeiwert  $c_a$  über einen großen Bereich proportional dem Anstellwinkel  $\alpha_0$  der in diesem Fall zwischen Anströmrichtung und Nullauftriebsrichtung gemessen werden muß (Abb. 6).

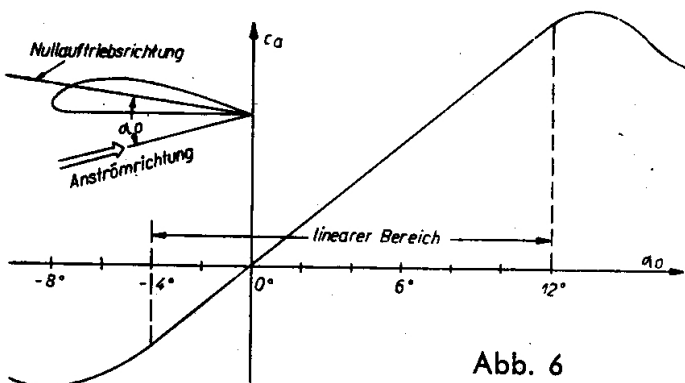


Abb. 6

Wir können also schreiben:

$$(6) \quad c_a = a \cdot \alpha_0,$$

wenn  $a = dc_a / d\alpha_0$  der Auftriebsanstieg ist. Innerhalb des Bereiches, in dem die Strömung anliegt, hat  $a$  für jedes Profil einen bestimmten annähernd konstanten Wert.

Für den Tragflügel gilt also:

$$c_{a_1} = a_1 \cdot \alpha_{0_1}$$

Beim Höhenleitwerk sind die Verhältnisse etwas komplizierter, da es im Abwind des Tragflügels liegt. Dieser verringert den wahren Anstellwin-

kel des Leitwerks der Strömung gegenüber um den Faktor  $n$ . Außerdem entsteht — zum größten Teil infolge der Einstellwinkeldifferenz — ein Unterschied  $\alpha_s$  zwischen der Nullauftriebsrichtung des Tragflügels und der des Höhenleitwerks (siehe Abb. 7). Um den Anstellwinkel des Leitwerks zu erhalten, muß man also den Anstellwinkel des Tragflügels mit  $(1 - n)$  multiplizieren und dann noch den Schrägungswinkel  $\alpha_s$  abziehen. Danach ist:

$$c_{a_2} = a_2 \cdot [\alpha_{0_1} \cdot (1 - n) - \alpha_s]$$

Setzen wir  $c_{a_1}$  und  $c_{a_2}$  in (5b) ein, so ergibt sich:

$$\frac{M_p}{q} = a_1 \cdot \alpha_{0_1} \cdot F_1 \cdot x_1 - a_2 \cdot [\alpha_{0_1} \cdot (1 - n) - \alpha_s] \cdot F_2 \cdot x_2 - c_{m_{N_1}} \cdot F_1 \cdot t_1 - c_{m_{N_2}} \cdot F_2 \cdot t_2$$

oder

$$\frac{M_p}{q} = a_1 \cdot \alpha_{0_1} \cdot F_1 \cdot x_1 - a_2 \cdot \alpha_{0_1} \cdot (1 - n) \cdot F_2 \cdot x_2 + a_2 \cdot \alpha_s \cdot F_2 \cdot x_2 - c_{m_{N_1}} \cdot F_1 \cdot t_1 - c_{m_{N_2}} \cdot F_2 \cdot t_2$$

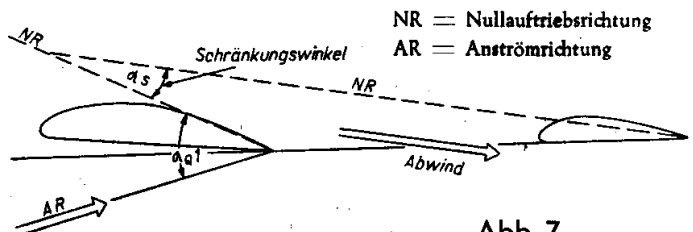


Abb. 7

Daraus geht ohne weiteres hervor, daß die ersten beiden Glieder vom Anstellwinkel  $\alpha_{0_1}$  abhängig sind, während die übrigen konstant bleiben.

Das Ziel dieser ganzen Untersuchung ist ja, eine Formel zu finden, mit der die Lage des Neutralpunktes aus bestimmbar Größen berechnet werden kann. Dazu braucht man das Moment um den Neutralpunkt  $M_N$ . Falls nun  $M_p$  das Moment um den Neutralpunkt sein soll ( $P = N$ ), so muß es analog zum einzelnen Profil unabhängig von Anstellwinkel  $\alpha_{0_1}$  sein. Diese Bedingung ist erfüllt, wenn sich die von  $\alpha_{0_1}$  abhängigen Glieder zu Null ergänzen, also wenn

$$(7) \quad a_1 \cdot \alpha_{0_1} \cdot F_1 \cdot x_1 - a_2 \cdot \alpha_{0_1} \cdot (1 - n) \cdot F_2 \cdot x_2 = 0 \text{ ist.}$$

Das Gesamtmoment um den Neutralpunkt ist dann unter Fortfall dieser Glieder:

$$(8) \quad \frac{M_N}{q} = a_2 \cdot \alpha_s \cdot F_2 \cdot x_2 - c_{m_{N_1}} \cdot F_1 \cdot t_1 - c_{m_{N_2}} \cdot F_2 \cdot t_2$$

Wir dividieren die Gleichung (7) durch  $\alpha_{0_1}$  und erhalten bei Auflösung nach  $x_1/x_2$ :

$$(7a) \quad \frac{x_1}{x_2} = \frac{F_2 \cdot a_2 (1 - n)}{F_1 \cdot a_1}$$

Dabei sind die Faktoren  $a_1$  und  $a_2$  abhängig von der Streckung der Fläche und der des Leitwerks.

Wir setzen:  $\frac{a_2}{a_1} \cdot (1 - n) = c$ , damit die Rechnung übersichtlich bleibt. Mit  $c$  heißt die Formel (7a) nach  $x_1$  aufgelöst:

$$9) \quad x_1 = \frac{F_2 \cdot x_2 \cdot c}{F_1}$$

Damit haben wir eine Möglichkeit, den Abstand des Neutralpunktes am Modell von der 0,25 t-Linie des Tragflügels aus bekannten Größen zu berechnen. Der Leitwerkshebelarm  $x_2$  ist zwar noch unbekannt, jedoch wird seine Bestimmung im Abschnitt 6 ausführlich behandelt. Der Faktor  $c$  ergibt sich aus folgendem:

$$\text{Es ist:} \quad c = \frac{a_2}{a_1} \cdot (1 - n)$$

Dabei ist  $n$  der Abwindfaktor, der hauptsächlich von der Tragflügelstreckung abhängt. Die beiden Faktoren  $a_2$  und  $a_1$  sind der Auftriebsanstieg des Höhenleitwerks und der des Tragflügels. Sie sind damit ebenfalls von den Streckungen abhängig. Die ausführliche Behandlung des Berichtigungsfaktors  $c$  würde den Rahmen dieses Aufsatzes überschreiten. Der Verf. gibt darum nur ein

Diagramm an, in dem  $c$  als Funktion der Tragflügel- und Höhenleitwerksstreckung aufgetragen ist. (Siehe Abb. 8). Für jede Höhenleitwerksstreckung  $\Lambda_2$  ergibt sich eine Kurve, die  $c$  in Abhängigkeit von  $\Lambda_1$  darstellt. Die Zwischen-

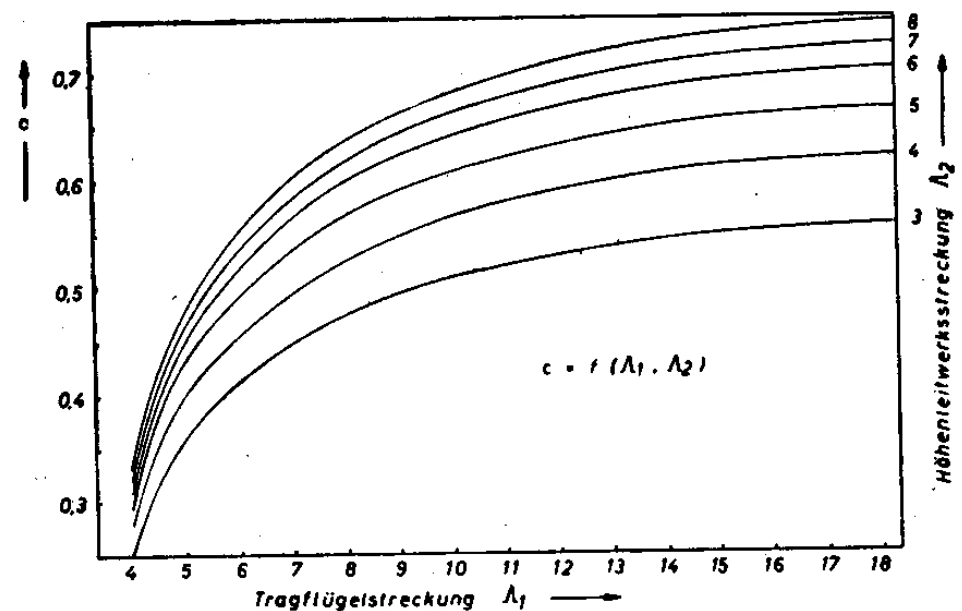


Abb. 8

werte können ohne große Abweichung linear interpoliert werden. Mit Formel (9) und der Abb. 8 kann durch einfache Multiplikation die Lage des Neutralpunktes am Modell berechnet werden, die von entscheidender Bedeutung für die günstigste Lage des Schwerpunktes ist.

Fortsetzung folgt!

## Wie erreiche ich eine gute Längsstabilität?

Fortsetzung aus Heft 1.58

### 4. Schwerpunkt — Neutralpunkt

Wir betrachten jetzt die Abhängigkeit der Schwerpunktlage vom Neutralpunkt. Wenn der Schwerpunkt und damit auch der Auftriebsmittelpunkt hinter dem Neutralpunkt liegt, tritt die gleiche Druckpunktwanderung ein, wie schon beim gewölbten Profil in Abschnitt 1 (Abb. 2) beschrieben, weil bei einer Vergrößerung des Anstellwinkels der Auftriebsmittelpunkt auf den Neutralpunkt zu — also nach vorne — wandert (siehe Abb. 9a). Liegt der Schwerpunkt vor dem Neutralpunkt, dann wandert der Druckpunkt bei einer Vergrößerung des Anstellwinkels auch wieder auf den Neutralpunkt zu, aber jetzt nach hinten (Abb. 9b). Dabei kann der Druckpunkt nie über den Neutralpunkt hinüberwandern. Er liegt entweder bei allen Anstellwinkeln vor oder immer hinter dem Neutralpunkt. Es ist nun die Frage, welche Schwerpunktlage die Längsstabilität günstig beeinflusst.

Wir befassen uns zunächst näher mit einer Schwerpunktlage entsprechend Abb. 9b. Die Abbildung 10a zeigt den Zustand, in dem der Schwerpunkt und der Auftriebsmittelpunkt im Abstande  $s$  vor dem Neutralpunkt liegen (Vergl. Abb. 5).

Um den Neutralpunkt wirken zwei Momente. Das Gewicht übt das Drehmoment —  $s \cdot G$  aus. Dieses Moment ist negativ, weil es kopflastig wirkt. Das Moment des Gesamtauftriebes um den Neutralpunkt  $M_N$  ist definitionsgemäß konstant und damit unabhängig von dem jeweiligen Hebelarm zwischen Druck- und Neutralpunkt (Vergl. Abb. 10a und b). Bei jedem Anstellwinkel gilt die Gleichung:

$$(10) \quad M_N - s \cdot G = 0$$

Für den ungestörten Gleitflug gilt außerdem:

$$G = A_{\text{gesamt}}$$

Abb. 10b zeigt den Zustand, der eintritt, wenn sich das Modell aufbäumt. Der Druckpunkt  $D$  ist nach hinten gewandert. Damit ist ein Hebelarm zwischen Schwerpunkt und Druckpunkt entstanden, an dessen Enden das Gewicht und der Auftrieb angreifen und das Modell wieder in die Normallage zurückdrehen. Das Modell ist längsstabil!

Eine kurze Überlegung zeigt, daß Instabilität eintritt, wenn der Schwerpunkt und damit der Druckpunkt hinter dem Neutralpunkt liegt. Ein Modell, bei dem dies der Fall ist, kann also keinen stabilen Flug ausführen. Das Gleiche gilt für einen Tragflügel ohne Dämpfungsfläche, entsprechend Abb. 9a, bei dem der Druckpunkt immer hinter dem Neutralpunkt, also hinter dem ersten Viertel der Flügeltiefe liegt. Gibt man dem Profil allerdings einen S-Schlag in den hinteren Teil der Mittellinie, so kann man erreichen, daß sein Auftriebsmittelpunkt vor dem Neutralpunkt liegt. Ein Tragflügel mit diesem Profil wird allein einen stabilen Flug ausführen können, da ja beim Aufbäumen der Druckpunkt auf den Neutralpunkt zu — in diesem Fall also nach hinten — wandert und so ein stabilisierendes Moment entsteht (Abb. 11a und b).

Damit ergibt sich folgende Lagebestimmung: **Der Neutralpunkt ist die hinterste mögliche Schwerpunktlage**, unter „möglich“ eine Schwerpunktlage verstanden, die Längsstabilität sichert. Aus Abbildung 10 und 11 kann man auch folgendes entnehmen: Liegt der Schwerpunkt vor dem Neutralpunkt, so wirkt das Moment des Auftriebs um den Neutralpunkt stets schwanzlastig; es ist demnach positiv. Statische Längsstabilität tritt also immer ein, wenn  $M_N > 0$  ist.

Liegt der Schwerpunkt im Neutralpunkt, so tritt keine Druckpunktwanderung auf. Es entsteht weder ein weiter ausdrehendes noch ein rück-

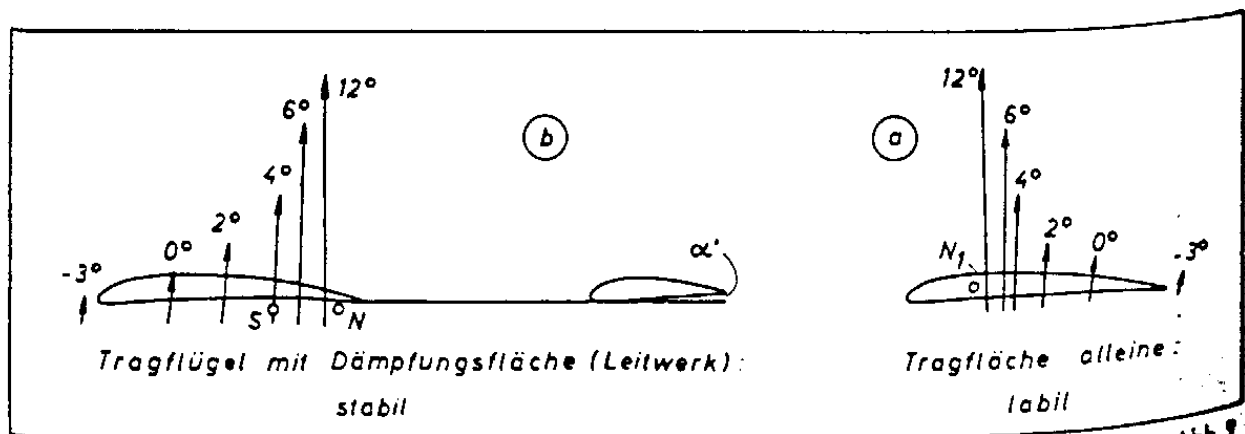


Abb. 9

führendes Moment. Der Momentenhaushalt ist „neutral“, das Modell fliegt indifferent.

Setzt man in Gleichung (10) für  $M_N$  nach Formel (8) ein, so ergibt sich:

$$(10a) \quad -s \cdot G - a_2 \cdot \alpha_2 \cdot F_2 \cdot x_2 \cdot q - c_{m_{N_1}} \cdot F_1 \cdot t_1 \cdot q \\ - c_{m_{N_2}} \cdot F_2 \cdot t_2 \cdot q = 0$$

Denken wir uns ein Modell mit symmetrischen Profilen im Tragflügel und im Höhenleitwerk und mit einer Einstellwinkeldifferenz von  $0^\circ$ , so verschwinden die drei letzten Glieder der Gleichung (10a), weil  $\alpha_2$ ,  $c_{m_{N_1}}$  und  $c_{m_{N_2}}$  Null werden. Damit für dieses Modell die Gleichung erfüllt ist, muß auch noch  $s$  gleich Null sein, d. h., der Druckpunkt muß im Neutralpunkt liegen.

Damit ergibt sich die zweite Definition:

Der Neutralpunkt eines Modells mit gewölbten Profilen ist der Auftriebsmittelpunkt eines grundrißgleichen (gedachten) Modells mit symmetrischen Profilen und einer Einstellwinkeldifferenz von  $0^\circ$ .

Damit ist gezeigt, daß die Lage des Neutralpunkts am Modell nicht von den verwandten Profilen oder dem Einstellwinkel, sondern lediglich vom Grundriß, also von dem Leitwerkabstand, der Größe der Flächen und deren Streckungen abhängt.

An Hand dieser Definition erscheint es sehr einfach, den Neutralpunkt eines Nurflügels zu berechnen, bei dem ja der Abwindeinfluß wegfällt. Abbildung 12 zeigt, wie man in diesem Falle vorgehen muß.

Auch für Nurflügel mit trapezförmigem Umriß oder gar mit doppelter Pfeilform kann man auf Grund obiger Definition den Neutralpunkt bestimmen. Diese Methode ist jedoch nicht sehr genau. Sie ergibt nur dann den Auftriebsmittelpunkt des gedachten Vergleichsmodells mit symmetrischen Profilen, wenn bei ihm eine rechteckige Auftriebsverteilung, wie in Abb. 12 gezeigt, vorliegt. Das ist aber in Wirklichkeit nie der Fall. Das Modell wird etwa eine Auftriebsverteilung haben, wie sie in Abb. 13 wiedergegeben ist. Daraus kann man ersehen, daß der wirkliche Auftriebsmittelpunkt dieses ungeschränkten symmetrischen Flügels, der ja gleichzeitig der Neutralpunkt des gewölbten Flügels ist, etwas vor dem nach Abb. 12 bestimmten Auftriebsmittelpunkt liegt. Als Anhaltspunkt kann die umstehende Tabelle dienen, die für Modelle mit annähernd rechteckigem Umriß berechnet sind.

Es sei noch bemerkt, daß dieser Effekt natürlich auch bei Normalmodellen mit gepfeilten Flächen auftritt. In der Praxis wird er jedoch erst bei einer Pfeilung von etwa  $10^\circ$  ins Gewicht fallen.

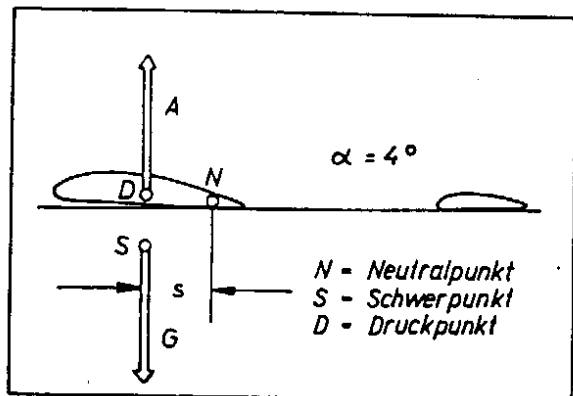


Abb. 10a

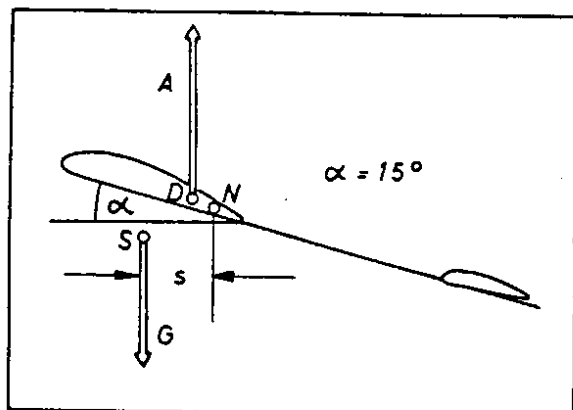


Abb. 10b

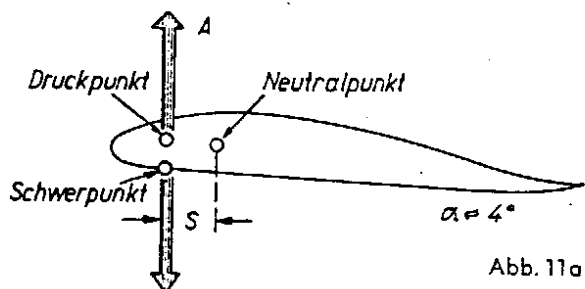


Abb. 11a

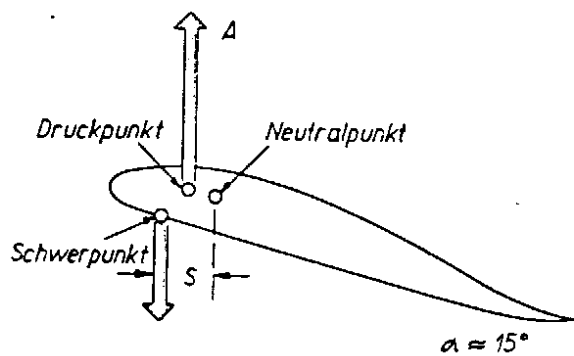


Abb. 11b



| Pfeilung | Lage des wirkl. Neutralpunktes vor dem zeichn. ermittelten in % der Spannweite. |
|----------|---------------------------------------------------------------------------------|
| 15°      | 0,5                                                                             |
| 20°      | 0,7                                                                             |
| 25°      | 0,9                                                                             |
| 30°      | 1,2                                                                             |
| 35°      | 1,4                                                                             |

schen Längsstabilität vom Abstand Schwerpunkt — Neutralpunkt wiedergegeben.

Als günstigster Wert hat sich für Segelflugmodelle  $s = 15 \% t$  erwiesen. Bei Motormodellen darf der Motorsturz um so kleiner sein, je näher der Schwerpunkt am Neutralpunkt liegt. Man kann bei diesen Klassen also  $s = 10 \% t$  oder sogar  $s = 5 \% t$  wählen, jedoch muß dann die

Auftriebsverteilung über die halbe Spannweite

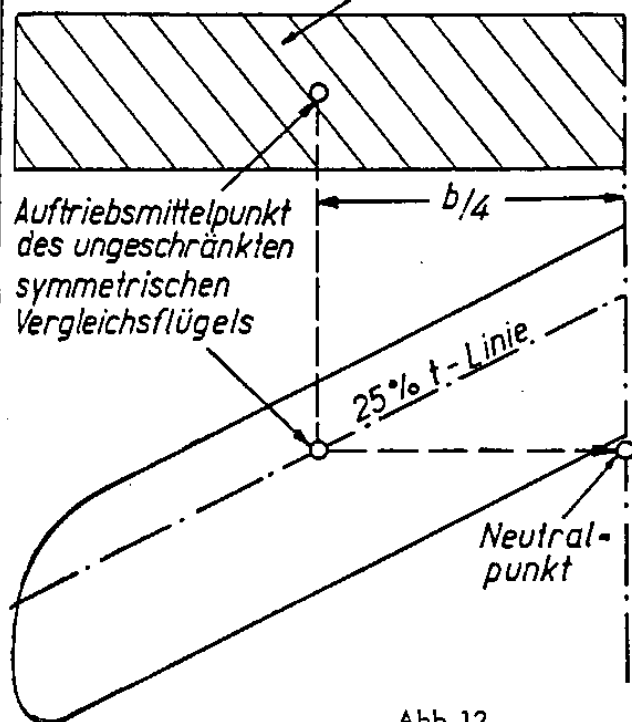


Abb. 12

Auftriebsverteilung über die halbe Spannweite

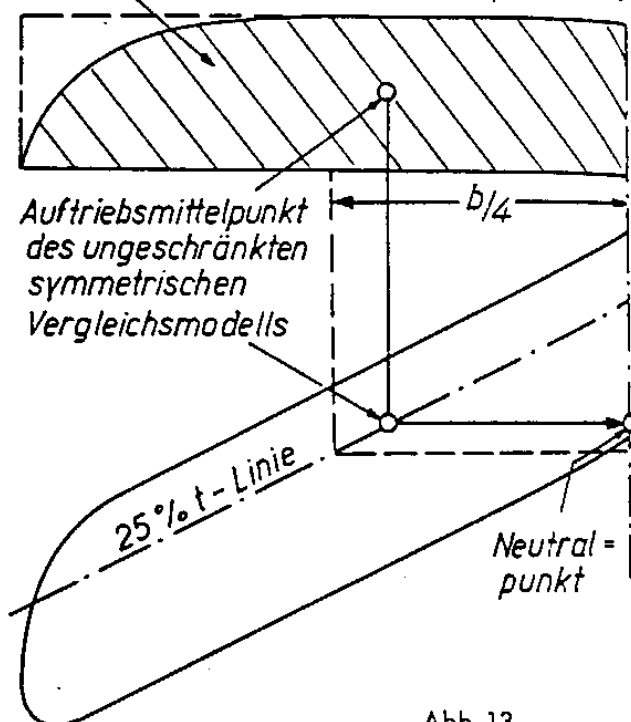


Abb. 13

## 5. Statische und dynamische Längsstabilität

Statische Längsstabilität ist nur dann vorhanden, wenn der Schwerpunkt vor dem Neutralpunkt liegt. Sie ist um so größer, je weiter der Schwerpunkt vor dem Neutralpunkt liegt, d. h., je größer die Strecke  $s$  ist (Vergl. Abb. 5 und 10). Die statische Längsstabilität ist die Vorbedingung für den stabilen Flug.

Für den freien Flug interessiert vor allem die dynamische Längsstabilität, die um so größer ist, je schneller das Modell nach einer Störung seinen Anfangsgleichgewichtszustand wieder erreicht. Sie hängt daher unter anderem vom Trägheitsmoment des Modells ab. Eine hohe dynamische Längsstabilität erreicht man also durch Leichtbau des Leitwerksträgers und des Leitwerks sowie durch einen geringen Hebelarm des Trimmbleis vor dem Schwerpunkt. Die dynamische Längsstabilität wird aber auch sehr stark von der Größe der Strecke  $s$  beeinflusst. Sie nimmt (im Gegensatz zur statischen Längsstabilität!) zu, wenn man den Schwerpunkt näher an den Neutralpunkt heranrückt, also die Strecke  $s$  verkleinert. In Abb. 14 ist qualitativ die Abhängigkeit der statischen und dynami-

geringste statische Längsstabilität in Kauf genommen werden, die mit einem großen Abfangradius verbunden ist. Das bedeutet einen großen Höhenverlust beim Ausgleichen einer Störung, also besonders beim Übergang vom Steigflug zum Gleitflug. Im übrigen sei in diesem Zusammenhang auf die Ausführungen des Verfassers im Flugmodellbau Heft 8.56 verwiesen.

## 6. Die Höhenleitwerksfläche $F_z$ und der Leitwerkshebelarm $x_z$

Mit Formel (9) läßt sich für jedes Modell die Lage des Neutralpunktes bestimmen. Haben wir z. B. ein Modell mit einem im Vergleich zum Abstand vom Tragflügel viel zu kleinen Höhenleitwerk, so ergibt die Formel (9) auch für dieses anomale Modell die Lage des Neutralpunktes. Wir legen nun den Schwerpunkt eine bestimmte Entfernung  $s$ , für Segelflugmodelle z. B.  $15 \% t$ , vor den Neutralpunkt. Entsprechend dem zu kleinen Leitwerk wird jetzt auch der Schwerpunkt eine ungewöhnliche Lage annehmen, die aber für dieses Modell die günstigste ist. Mit dieser Schwerpunktlage wird das Modell stabil fliegen und unter den gegebenen Umständen die beste Leistung entwickeln. Wird es



aber auch eine hohe Leistung, d. h. eine geringe Sinkgeschwindigkeit haben? Diese Frage muß mit nein beantwortet werden. Man kann durch die Berechnung des Neutralpunktes aus einem solchen Modell wohl das Bestmögliche herausholen, ein Leistungsmodell setzt jedoch eine durchdachte Konstruktion mit geeigneter Bemessung der einzelnen Teile voraus. Wenn ein Modell auf Wettbewerben gut abschneiden soll, muß es neben einer hohen Leistung vor allem eine gute Stabilisierung um die Querachse auf-

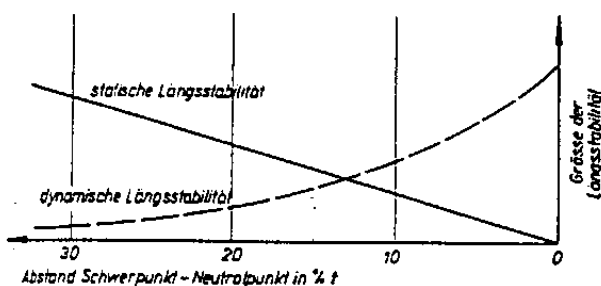


Abb. 14

weisen. Die statische Längsstabilität hängt nun neben der Schwerpunktlage in erster Linie von der Art (Streckung, Profil usw.), der Größe und dem Hebelarm des Höhenleitwerks ab. Es soll daher die Aufgabe dieses Abschnittes sein, formelmäßig eine Höhenleitwerksfläche bzw. einen Leitwerkshebelarm zu bestimmen, mit welchem die gewünschte statische Stabilität erreicht wird. Vergewärtigen wir uns noch einmal die Gleichung (8) für das Moment um den Neutralpunkt:

$$(8) M_N = q \cdot (a_1 \cdot z_2 \cdot F_2 \cdot x_2 - c_{m_{N_1}} \cdot F_1 \cdot t_1 - c_{m_{N_2}} \cdot F_2 \cdot t_2)$$

Da für das Eintreten statischer Längsstabilität die Bedingung  $M_N > 0$  gilt, muß das erste Glied mindestens ebenso groß sein wie die beiden anderen zusammen. Wie groß das Moment ist, hängt nur vom Schrägungswinkel  $\alpha_1$  ab, da alle anderen Faktoren, die in (8) vorkommen, am fertigen Modell nicht mehr verändert werden können. Es gibt also einen Schrägungswinkel, der nicht unterschritten werden darf, weil das Moment für  $\alpha_1 = \alpha_{\min}$  verschwindet. Das Modell fliegt dann indifferent und der Schwerpunkt liegt in seiner hintersten möglichen Lage, dem Neutralpunkt. Wegen  $\alpha_1 = \alpha_0 - \alpha_2 = \Delta \alpha$  ist nach Formel (6):

$$(11) a_1 \cdot \alpha_1 = \Delta c_s \quad \text{und} \quad a_2 \cdot \alpha_{\min} = \Delta c_{s_{\min}}$$

Das Produkt  $a_2 \cdot \alpha_{\min}$  stellt also einen konstanten Faktor dar, der angibt, wie klein die Differenz der Auftriebsbeiwerte zwischen Tragflügel und Höhenleitwerk gerade noch sein darf. Der Abwind wird dabei nicht berücksichtigt, d. h. der wirkliche Unterschied der Auftriebswerte ist noch größer.

Die Gleichung (8) stellt für ein bestimmtes Modell eine Beziehung zwischen den Veränderlichen  $M_N$  und  $\Delta c_{s_{\min}}$  dar. Mit  $\Delta c_{s_{\min}}$ , also unter Wegfall des Momentes, läßt sich daher allgemein für jedes Modell die Höhenleitwerksfläche  $F_2$  ausdrücken durch:

$$(12) F_2 = \frac{c_{m_{N_1}} \cdot F_1 \cdot t_1}{\Delta c_{s_{\min}} \cdot x_2 - c_{m_{N_2}} \cdot t_2}$$

oder der Leitwerkshebelarm  $x_2$  um den Neutralpunkt durch:

$$(12a) x_2 = \frac{c_{m_{N_1}} \cdot F_1 \cdot t_1 + c_{m_{N_2}} \cdot F_2 \cdot t_2}{F_2 \cdot \Delta c_{s_{\min}}}$$

Außer  $\Delta c_{s_{\min}}$  werden alle in (12) oder (12a) enthaltenen Faktoren durch die Konstruktion festgelegt oder lassen sich für das gewählte Profil aus den Polaren entnehmen. Beim Versuch  $\Delta c_{s_{\min}}$  theoretisch zu bestimmen, stößt man auf mannigfaltige Schwierigkeiten. Man kann diesen Wert aber durch Überlegungen aus der Praxis festlegen.

Im letzten Abschnitt wurde festgestellt, daß die Größe  $s$  das Maß der Längsstabilität bestimmt. Wie die Erfahrung zeigt, übt aber auch die Höhenleitwerksfläche bzw. der Leitwerkshebelarm einen entscheidenden Einfluß auf die Längsstabilität aus. Läßt man ein Modell mit verschiedenen großen Höhenleitwerken fliegen, so wird es mit einer relativ kleinen Höhenleitwerksfläche bei ruhiger Luft einen ebenso langen, vielleicht sogar einen längeren Gleitflug ausführen als wie mit einer größeren. Bei böigem Wind mit vielen Störungen wird das Modell mit einer im Vergleich zum Tragflügel sehr kleinen Höhenleitwerksfläche meistens keinen stabilen Flug mehr ausführen. Man sieht an diesem Beispiel, daß es unmöglich ist, eine „richtige“ Größe für das Höhenleitwerk eines Modelles anzugeben. Mehrere Größen sind möglich, und jede von ihnen ist unter bestimmten Bedingungen „die richtige“. In diesem Fall blieb der Leitwerkshebelarm unverändert. Ähnliches gilt bei gleichbleibender Höhenleitwerksfläche für verschiedene Leitwerkshebelarme.

Da das Maß an Längsstabilität offensichtlich von der Höhenleitwerksfläche bzw. dem Leitwerkshebelarm und der Strecke  $s$  abhängt, fällt es auf, daß in Formel (12) bzw. (12a) die Größe  $s$  nicht erscheint. Man könnte zunächst meinen, sie sei in  $\Delta c_{s_{\min}}$  enthalten. Eine kurze Überlegung zeigt aber, daß dies nicht der Fall sein kann, denn  $\Delta c_{s_{\min}}$  gilt für  $M_N = 0$ , für einen Fall also, bei dem  $s = 0$  ist. Dies zwingt zur Annahme, daß das Maß der Längsstabilität direkt von  $\Delta c_{s_{\min}}$  abhängt. Diese Annahme wird durch folgendes bestätigt: Berechnet man für mehrere fertige Modelle, bei denen die

Höhenleitwerksfläche  $F_z$ : ja schon bekannt ist, nach Formel (12)  $\Delta c_{amin}$ , so erhält man verschiedene Werte, die zwischen 0,14 und 0,24 liegen. Der größte Teil der Werte häuft sich um  $\Delta c_{amin} = 0,185$ . Hier handelt es sich um all die Modelle, die ein mittleres Maß an Stabilität besitzen. Für den „Bussard“, ein als flugstabil bekanntes Bauplanmodell, ist  $\Delta c_{amin} = 0,14$ . Ein kleines  $\Delta c_{amin}$  ergibt aber nach Formel (12) einen relativ großen Wert für  $F_z$ , d. h. eine gute Längsstabilität. Für ein A 2 - Modell, das zwar eine sehr hohe Leistung, aber keine gute Längsstabilität besitzt, ergab sich  $\Delta c_{amin} = 0,23$ . Ein so großer Wert entspricht aber einer relativ kleinen Höhenleitwerksfläche, wodurch die geringe Längsstabilität erklärt würde.

Ein Modell, das unter Vernachlässigung der Stabilität auf hohe Leistung hin konstruiert wurde, erkennt man also an einem großen  $\Delta c_{amin}$ . Ein Typ, bei dem einer hohen Längsstabilität der Vorzug gegeben wurde, wird dagegen immer ein niedriges  $\Delta c_{amin}$  aufweisen. Der Durchschnitt der Modelle ( $\Delta c_{amin} = 0,185$ ) besitzt aber erfahrungsgemäß eine etwas zu geringe Stabilität. Der Verfasser legt seinen Berechnungen daher den etwas kleineren Wert  $\Delta c_{amin} = 0,17$  zugrunde, besonders, da die Formeln ja als Konstruktionsgrundlage für den unerfahrenen Modellflieger vorgesehen sind. Damit ist eine Formel geschaffen, mit der die Größe der Dämpfungsfläche bzw. des Leitwerkshebelarmes unter Berücksichtigung aller den Modellflug betreffenden Einflüsse berechnet werden kann.

(Schluß folgt)

## Wie erreiche ich eine gute Längsstabilität?

(Schluß aus Heft 2)

### Praktischer Teil

Die der größte Teil solcher Berechnungsarten kommt auch die Neutralpunktmethode aus dem Großflugzeugbau. Es ist damit fraglich, ob sie überhaupt auf den Modellflug mit  $Re < 100\,000$  anwendbar ist. In Abschnitt 2 wurde schon die Abhängigkeit  $c_{m_N}$  von  $Re$  besprochen und gezeigt, daß die Momentenbeiwerte praktisch konstant sind (Abb. 4) und damit auch für kleine  $Re$ -Zahlen gelten. Weiterhin wurde die richtige Größe für  $\Delta c_{a_{min}}$  praktisch ermittelt. Die prinzipielle Anwendbarkeit der Formeln für die Höhenleitwerksfläche und den Leitwerkshebelarm ist damit gewährleistet. Im zweiten Abschnitt des praktischen Teils zeigt ein Flugversuch, daß auch die Formel zur Errechnung des Neutralpunktes für den Modellflug brauchbar

### Beispielrechnung für den Konstruktionsgang

soll im folgenden ein Berechnungsbeispiel durchgeführt werden, das die Anwendung der Formeln zeigt. Als Beispiel ist ein A1-Modell gewählt worden. Sämtliche Maße gehen aus Abb. 15 hervor.

Bei der Konstruktion des Modelles ist es an sich gleichgültig, ob man den Leitwerkshebelarm festlegt und damit die Höhenleitwerksfläche berechnet oder umgekehrt. In der Praxis erweist sich die zweite Art als günstiger. Bei Wettbewerbsmodellen ist die Gesamtfläche vorgegeben und läßt sich leicht in Flügel- und Leitwerksfläche aufteilen, mit denen man dann den notwendigen Leitwerksabstand berechnen kann. — Ist man jedoch die Flügelfläche und den Leitwerkshebelarm fest, so kann es vorkommen, daß eine Höhenleitwerksfläche ergibt, die zusammen mit der Flügelfläche die vorgeschriebene Gesamt-

fläche überschreitet. Um dem aus dem Wege zu gehen, wird im folgenden die Formel (12a) angewandt.

Zunächst wird der Leitwerkshebelarm  $x_2$  berechnet. Nach Gleichung (12a) sind

$F_1$ ,  $F_2$ ,  $t_1$ ,  $t_2$ ,  $c_{m_{N_1}}$ ,  $c_{m_{N_2}}$  und  $\Delta c_{a_{min}}$  die dazu benötigten Faktoren. Von vornherein festgelegt werden:

die Tragflügelfläche  $F_1$  mit 14,8 dm<sup>2</sup>  
 die Höhenleitwerksfläche  $F_2$  mit 3,2 dm<sup>2</sup>  
 die mittl. Tragflügeltiefe  $t_1$  mit 1,2 dm  
 die mittl. Höhenleitwerkstiefe  $t_2$  mit 0,7 dm

Die Momentenbeiwerte  $c_{m_{N_1}}$  und  $c_{m_{N_2}}$  kann man als Funktion der Wölbung  $f$  aus Abb. 16 ablesen. Die vier Geraden gehören zu den Lagen der größten Wölbung bei 30, 40, 50 und 60 % der mittleren Flügeltiefe. Für das Tragflächenprofil MVA 342 ergibt sich mit  $f = 6,5 \% t$  bei 50 %  $t$  der Wert  $c_{m_{N_1}} = -0,15$ . Für das Höhenleitwerksprofil Gö 499 (abgeknickte Endleiste) mit  $f = 6 \% t$  bei 55 %  $t$  erhält man ebenfalls  $c_{m_{N_2}} = -0,15$ . Die Momentenbeiwerte sind negativ. Da die Richtung der Momente aber schon bei der Aufstellung der Formel berücksichtigt wurde, müssen beim Einsetzen die absoluten Werte genommen werden, also  $c_{m_{N_1}} = 0,15$  und  $c_{m_{N_2}} = 0,15$ . Für den Faktor  $\Delta c_{a_{min}}$  wird der festgelegte Wert von 0,17 verwandt.

Nachdem alle Zahlenwerte festgelegt sind, werden sie in (12a) eingesetzt:

$$(12a) \quad x_2 = \frac{F_1 \cdot t_1 \cdot c_{m_{N_1}} - F_2 \cdot t_2 \cdot c_{m_{N_2}}}{F_2 \cdot \Delta c_{a_{min}}} \quad [\text{dm}]$$

$$x_2 = \frac{14,8 \cdot 1,2 \cdot 0,15 + 3,2 \cdot 0,7 \cdot 0,15}{3,2 \cdot 0,17} = 5,5 \text{ dm}$$

Damit ist der wesentliche Schritt getan. Der für ausreichende statische Längsstabilität notwendige Leitwerkshebelarm ist gefunden. Für unser Beispiel beträgt er 5,5 dm.

Als zweiten Schritt bei der Konstruktion eines Modelles bestimmt man nach Formel (9) die Lage des Neutralpunktes hinter dem ersten Viertel der Tragfläche, also die Strecke  $x_1$ :

$$(9) \quad x_1 = \frac{F_2 \cdot x_2 \cdot c}{F_1} \quad [\text{dm}]$$

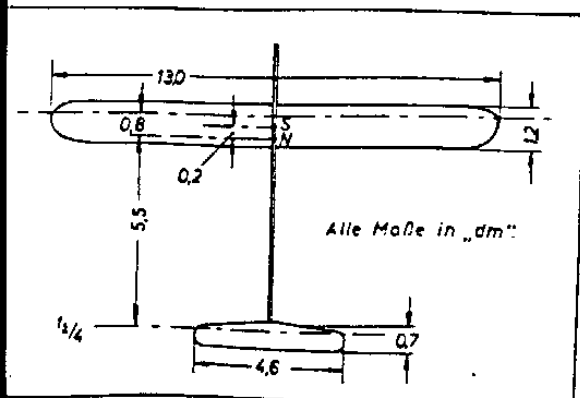


Abb. 15

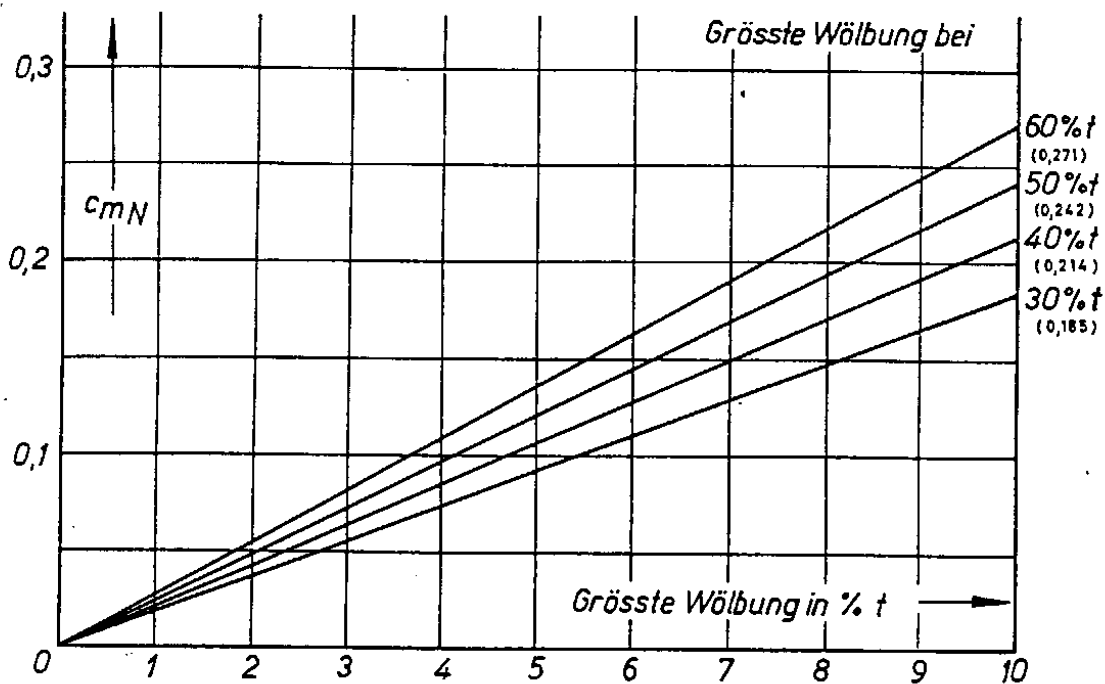


Abb. 16

Der Faktor  $c$  lässt sich nach dem Diagramm in Abb. 8 in Abhängigkeit von der Tragflügelstreckung  $\Lambda_1$  und der Höhenleitwerksstreckung  $\Lambda_2$  bestimmen. Für das Beispielmodell mit

$$\Lambda_1 = \frac{b_1^2}{F_1} = \frac{13,0^2}{14,8} = 11,4 \text{ u. } \Lambda_2 = \frac{b_2^2}{F_2} = \frac{4,6^2}{3,2} = 6,6$$

hat  $c$  den Wert 0,67. Der Abstand des Neutralpunktes des ganzen Modells vom Neutralpunkt des Tragflügels beträgt dann:

$$x_1 = \frac{3,2 \cdot 5,5 \cdot 0,67}{14,8} = 0,8 \text{ dm}$$

Nach Abb. 17 ergibt sich der gesamte Leitwerksabstand, gemessen vom 1. Viertel der Tragflügelstiefe bis zum 1. Viertel der Leitwerkstiefe, zu:

$$L = x_1 + x_2$$

Für den berechneten Beispielfall wird der Leitwerksabstand

$$L = 0,8 \text{ dm} + 5,5 \text{ dm} = 6,3 \text{ dm}$$

Jetzt kann ohne große Schwierigkeit die Zeichnung des Modells angefertigt werden, da ja die Punkte, an denen das 1. Viertel der Tragflügelstiefe und das der Leitwerkstiefe liegen, bekannt sind.

Der Neutralpunkt des ganzen Modells liegt nach Abb. 17

$x_1 + 0,25 t = 0,8 \text{ dm} + 0,3 \text{ dm} = 1,1 \text{ dm}$  hinter der Vorderkante des Tragflügels. Der Schwerpunkt muß im Abstand  $s = 15\% t = 0,15 \cdot 1,2 \text{ dm} = 0,18 \text{ dm}$  vor dem Neutralpunkt oder  $1,1 \text{ dm} - 0,18 \text{ dm} = 0,92 \text{ dm}$  hinter der Vorderkante des Tragflügels liegen.

Auf diese Weise ist also für das in Abb. 15 gezeigte A-1-Modell der Leitwerksabstand und die Schwerpunktslage ermittelt. Es braucht jetzt nur noch die Einstellwinkeldifferenz so lange variiert

zu werden, bis ein einwandfreier Gleitflug erzielt wird. Auch beim Kurvenflug soll man unbedingt bei der berechneten Schwerpunktslage bleiben und die Spiralsturztenz, die ja durch eine Verkleinerung der wirksamen Einstellwinkeldifferenz entsteht, durch eine Vergrößerung dieser Winkeldifferenz ausgleichen.

Bei dieser Rechnung ergab sich ein Leitwerksabstand von 6,3 dm, was ziemlich genau den Erfahrungswerten der Praxis entspricht und zeigt, daß die Formel (12a) auf den Modellflug anwendbar ist. Überraschender als die prinzipielle Anwendbarkeit, die ja durch das über die Praxis gewonnene  $\Delta c_{\min}$  gewährleistet ist, erscheint die weitgehende Anpassung an die verschiedenen Profile.

Erhöht man z. B. im Tragflügel die Profilwölbung von 6,5 % t auf 8 % t ( $c_{mN} = 0,2$ ), so wäre bei sonst unveränderten Maßen der notwendige Leitwerkshebelarm statt 5,5 dm jetzt

$$x_2 = \frac{14,8 \cdot 1,2 \cdot 0,2 + 3,2 \cdot 0,7 \cdot 0,15}{3,2 \cdot 0,17} = 7,1 \text{ dm}$$

Das dazugehörige  $x_1$  ergibt sich zu 1,0 dm und somit der Leitwerksabstand zu  $L = 8,1 \text{ dm}$ .

Bei einer Tragflügelwölbung von  $f = 4\% t$  und einer Leitwerkswölbung von  $f = 4\% t$ , wie sie oft für Motormodelle verwendet werden, ergibt sich nach (12a) und (9) ein Leitwerkshebelarm  $x_2$  von 3,7 dm und damit ein  $x_1$  von 0,54 dm. Es ist also:  $L = 4,24 \text{ dm}$ .

Eine so weitgehende Berücksichtigung der gegebenen Profilmäße bei der Errechnung des Leitwerksabstandes war mit den bisher bekannten

$\frac{1}{4}$  der mittleren  
Flügelstiefe

$\frac{1}{4}$  der mittleren  
Leitwerkstiefe

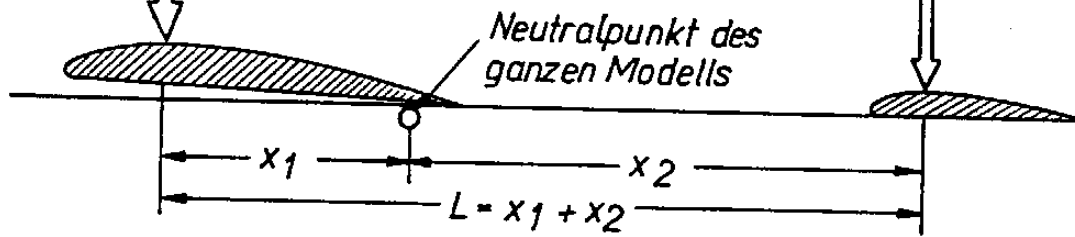
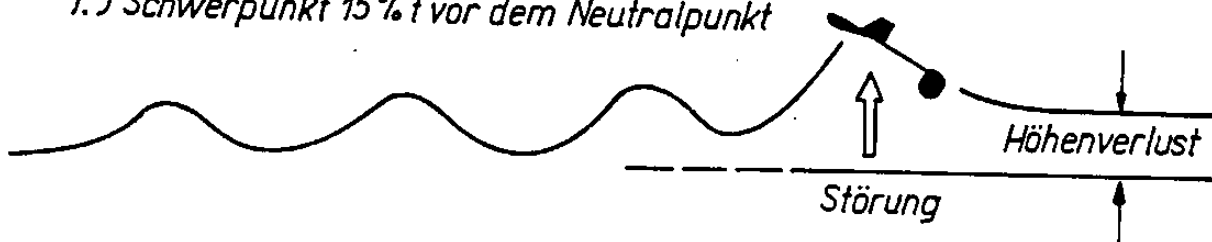
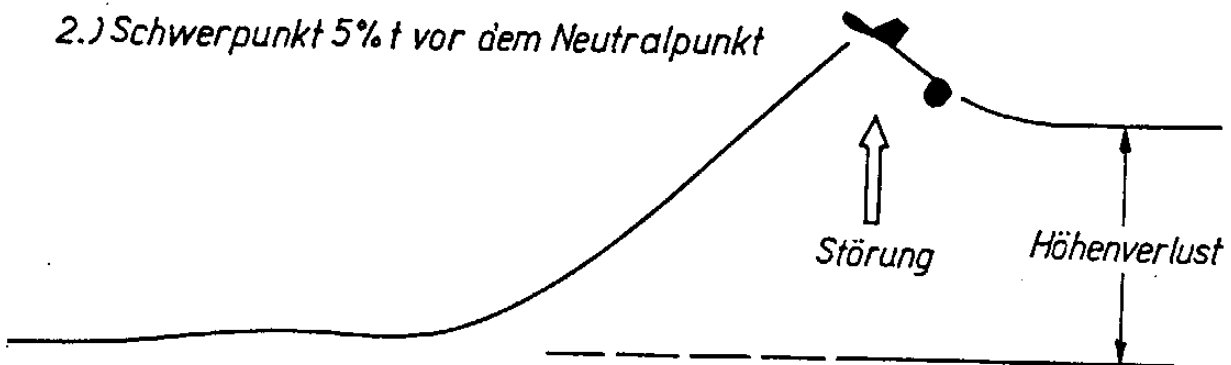


Abb. 17

1.) Schwerpunkt 15%  $t$  vor dem Neutralpunkt



2.) Schwerpunkt 5%  $t$  vor dem Neutralpunkt



Störung

3.) Schwerpunkt im  
berechneten Neutralpunkt

Gleichgewicht in  
1.) und 2.) stabil  
3.) indifferent  
4.) labil

Störung

4.) Schwerpunkt  
hinter dem  
Neutralpunkt

$120^\circ$

Abb. 18

Faustformeln nicht möglich. So gab z. B. der Engländer „Halifax“ folgende Gleichung an:

$$L = \frac{F_1 \cdot t_1}{F_2} \cdot h$$

Für  $h$  werden dabei folgende Werte angegeben:

Motormodelle . . . . .  $h = 1$   
 Segelflugmodelle mit tragendem Höhenleitwerk . . . . .  $h = 2/3$   
 Segelflugmodelle mit symmetrischem Höhenleitwerk . . . . .  $h = 3/4$

Wendet man diese Formel auf das eben berechnete Modell an, so erhält man  $L = 4,9$  dm. Die Halifax-Formel entspricht damit, wie sich leicht feststellen läßt, einem Wert  $f = 5\%$   $t$  und ist für Flügelschnitte abweichender Wölbung unbrauchbar.

### 8. Versuchsmäßige Bestimmung des Neutralpunktes. Ungenauigkeit der Rechnung.

Es bleibt noch zu prüfen, mit wie großen Ungenauigkeiten man bei den Ergebnissen zu rechnen hat, die Formel (9) für die Neutralpunktlage liefert. Diese Abweichung des rechnerischen Ergebnisses von den wirklichen Verhältnissen läßt sich natürlich nicht durch eine zweite Rechnung bestimmen. Die einzige Möglichkeit liegt im praktischen Versuch. Einen Angriffspunkt bietet die Lagebestimmung des Neutralpunktes: Der Neutralpunkt ist die hinterste mögliche Schwerpunktslage; unter „möglich“ wird eine Schwerpunktslage verstanden, die die Längsstabilität sichert.

Es müßte möglich sein, den Schwerpunkt eines Modells so lange unter gleichzeitiger Einstellwinkelveerringerung nach hinten zu verlegen, bis das Modell ein indifferentes Gleichgewicht aufweist. Dann liegt der Schwerpunkt im wirklichen Neutralpunkt. Es würde sich dabei zeigen, ob der berechnete Neutralpunkt mit dem experimentell bestimmten Neutralpunkt übereinstimmt.

Diese Versuche hat der Verfasser mit dem oben berechneten A-1-Modell durchgeführt. Zur Feststellung des Stabilitätszustandes während des Fluges wurde das Modell beim Hochstart aus der Leine herabgerissen und das Verhalten des Modelles beobachtet. Um den Verhältnissen beim geradlinigen Gleitflug möglichst nahe zu kommen, wurde ein großer Kurvenradius gewählt. Der Verfasser erhielt dabei folgende Ergebnisse (vergleiche dazu Abb. 18):

1. Schwerpunkt  $15\%$   $t$  vor dem berechneten Neutralpunkt. Dies ist die theoretisch geforderte Schwerpunktslage für einen leistungs- und stabilitätsmäßig normalen Flug. Eine Störung gleicht das Modell erst nach mehreren Schwingungen aus, verliert aber nur wenig an Höhe, weil die Frequenz der Schwingungen groß ist.

2. Schwerpunkt  $5\%$   $t$  vor dem berechneten Neutralpunkt. Die geometrische Einstellwinkeldifferenz beträgt etwa  $0^\circ$ . Das Modell ist sehr empfindlich gegen Veränderungen der Einstellwin-

keldifferenz. Nach einer Störung erreicht es die Normalfluglage schon mit etwa zwei Schwingungen, es hat also eine gute dynamische Längsstabilität. Die Frequenz der Schwingungen ist jedoch klein und damit der Abfangradius sehr groß (großer Höhenverlust!), was auf ein kleines zurückführendes Moment schließen läßt. Das bedeutet eine geringe statische Längsstabilität. Mit einem auf diese Art getrimmten Modell lassen sich die erstaunlichsten Handstarts mit Höhengewinn ausführen, wie ja auch Wurfgleiter so gebaut werden, daß die Einstellwinkeldifferenz etwa  $0^\circ$  beträgt und der Schwerpunkt an der Hinterkante des Flügels liegt.

3. Schwerpunkt im berechneten Neutralpunkt. Die geometrische Einstellwinkeldifferenz ist jetzt negativ. Bei vielen Flügen unterschneidet das Modell und stürzt ab, weil es auf eine kleine, kaum kontrollierbare Änderung der Einstellwinkeldifferenz mit einer großen Anstellwinkeländerung antwortet. Die verwertbaren Flüge zeigen, daß Indifferenz herrscht: Aus leicht gedrückter Lage fängt sich das Modell nicht mehr, sondern geht im steilen Gleitflug ruhig zu Boden. Offensichtlich entsteht weder ein weiter ausdehrendes noch ein zurückführendes Moment.

4. Schwerpunkt  $4\%$   $t$  hinter dem berechneten Neutralpunkt. Aus der gedrückten Fluglage geht das Modell über den Sturzflug sogar in eine Art Rückenflug über. Der Sturzwinkel gegenüber der Bodenoberfläche betrug etwa  $120^\circ$ . Es ist also ein instabilisierendes Moment vorhanden, das nur dann entstehen kann, wenn der Auftrieb hinter dem Neutralpunkt angreift. Der wirkliche Neutralpunkt ist also schon überschritten.

Aus diesen Beobachtungen folgt, daß der wirkliche Neutralpunkt tatsächlich in der Nähe des berechneten Punktes liegt. Die angewandte Methode reicht jedoch nicht aus, um ihn versuchsmäßig genau zu bestimmen. Es kann aber festgestellt werden, daß die Abweichung des wirklichen vom berechneten Neutralpunkt höchstens  $4\%$   $t$  beträgt.

Die entwickelten Formeln besitzen also für den Re-Zahlbereich des Modellflugs praktisch volle Gültigkeit. Sie erscheinen daher geeignet, das bisher übliche mehr oder weniger systematische Probieren abzulösen und durch eine den jeweiligen Gegebenheiten angepaßte und doch nicht zu komplizierte Berechnung zu ersetzen.

Für den praktischen Gebrauch wurden die beiden Formeln mit den dazugehörenden Diagrammen auf zwei Tafeln mit Schnellanleitung zusammengefaßt. Dabei ist die Formel für den Leitwerkshebelarm noch wesentlich vereinfacht, ohne daß die Ergebnisse von denen mit (12a) erhaltenen wesentlich abweichen. Der Leser findet sie auf den Mittelseiten des vorigen Heftes. Der Verfasser hofft, daß er mit diesem Aufsatz sowohl dem Theoretiker als auch dem Praktiker etwas gegeben und die Zweifler dazu angeregt hat, sich tiefer mit dem interessanten Thema der Längsstabilität zu befassen.