

# Pro und contra tragendes Höhenleitwerk

Ein Diskussionsbeitrag von Peter Jochen

Teil I

Modelle des Freifluges und des magnetgesteuerten Hangfluges haben oft eine Schwerpunktlage, die etwa bei 100% der Flügeltiefe hinter der Nasenkante der Tragfläche liegt. Da das Höhenleitwerk (HLW) das Flügeldrehmoment kompensieren muß und da bei einer hinreichend großen Schwerpunktrücklage das HLW somit ein kopflastiges Drehmoment liefern muß, liefert das Höhenleitwerk einen Beitrag zum gesamten Auftrieb des Flugmodells.

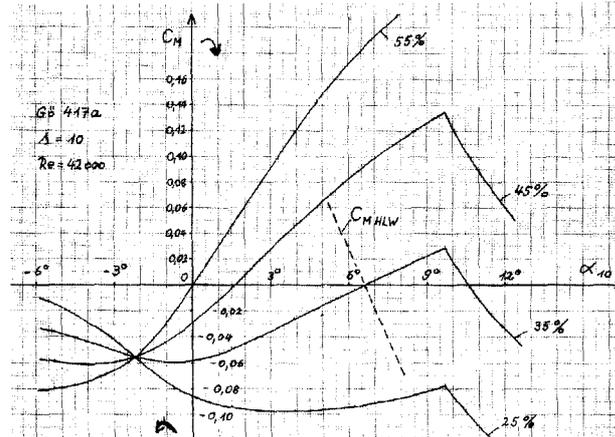
Viele Konstrukteure vermuten, daß durch die Zurückverlegung des Schwerpunktes ein wesentlicher Schritt zur Erhöhung der Flugleistung ihres Modells getan wird [1]. Hierbei wird aber übersehen, daß ein stark tragendes HLW die Gesamtauftriebsverteilung ungünstig beeinflusst. Nach Ployer [2] in FMT-Folge 188 bis 190 kann hierdurch der induzierte Widerstand um 5 bis 20% anwachsen, so daß der angestrebte Auftriebsgewinn mit einem Zusatz an Widerstand erkauft wird. Es ist darüber hinaus noch zu beachten, daß das tragende HLW in einem gewissen Anstellwinkelbereich einen größeren Widerstandsbeiwert hat als ein solches mit symmetrischem Profil. Bei diesem Sachverhalt scheint es angebracht, sich ausführlicher zu überlegen, ob ein tragendes Höhenleitwerk überhaupt Vorteile im Leistungsflug, d. h. bezüglich Sinkgeschwindigkeit und Gleitwinkel bringt.

Zunächst wollen wir einen Flugzustand der Tragfläche beschreiben, der zur gesamtelliptischen Auftriebsverteilung im Sinne Ployers [2] führt. Ployer schlägt im oben zitierten Beitrag vor, die Flügelumrisse geeignet abzuändern, z. B. nach dem Vorbild des Bussards, so daß bei Überlagerung der Abwindfelder von Tragfläche und HLW eine gesamtelliptische Auftriebsverteilung zustande kommt. Dieses Verfahren gelingt nur unter Zuhilfenahme eines relativ komplizierten mathematischen Aufwandes. Einfacher ist jedoch folgendes Konzept: man nehme eine Tragfläche, die für sich allein bereits elliptische Auftriebsverteilung hat. Dann wähle man eine solche Schwerpunkteinstellung am Segelmodell mit obiger Tragfläche, daß bei dem gewünschten Anstellwinkel, bei dem die Tragfläche fliegen soll, das Drehmoment der

Tragfläche Null wird. Eine solche Schwerpunkteinstellung ist durchaus möglich, wie wir gleich sehen werden. Schließlich nehme man ein HLW mit „tragendem“ oder symmetrischem Profil von geeigneter Flächengröße und geeignetem Leitwerksabstand und wähle die Einstellwinkeldifferenz (EWD) so, daß das Leitwerksmoment im ungestörten Gleitflug ebenfalls Null ist.

Wir wollen nun unser obiges Konzept anhand der graphischen Darstellung der Abb. 1 noch einmal anschaulich erläutern. In Abb. 1 sehen wir das Drehmoment eines Tragflügels der Streckung  $\Lambda = 10$  in Abhängigkeit vom Anstellwinkel für verschiedene Lagen des Schwerpunktes, die hier in Prozent der Flügeltiefe angegeben sind.  $a_{10}$  ist dabei der „wahre“ Anstellwinkel bei einer Flächenstreckung von 10. Außerdem ist das Vorzeichen  $C_M$  so festgelegt, daß zu einem positiven Wert von  $C_M$  ein schwanzlastiges Drehmoment zugeordnet ist. Als Tragflächenprofil haben wir das Profil G6 417a gewählt, dessen Polare durch die Messwerte  $C_a$ ,  $C_w$  von Schmitz [3] auch bei kleinen Re-Zahlen zur Verfügung standen. Die Transformation der Drehmomente auf verschiedene Schwerpunktlagen seien hier nicht weiter erörtert, denn die Transformationsformeln können z. B. in [4] nachgelesen werden.

Abb. 1



richtung gewährleistet ist, d. h. ob der Anstieg der Gesamtmomentenkurve (dies ist die Summe der Drehmomente von Fläche und HLW) negativ ist. Für den Anstieg der Drehmomentenkurve des HLW gilt:

$$\frac{dC_{MH}}{d\alpha} = - \frac{F_H \gamma_H}{F \cdot l} \cdot \frac{dC_{MH}}{d\alpha} \quad (1)$$

Der Anstieg der Drehmomentenkurve hängt also u. a. auch von dem Auftriebsgradienten des HLW-Profiles ab. Diesen entnehmen wir für eine Streckung von 5 der Abb. 2. Mit den bekannten Größen für  $F_H$ ,  $\gamma_H$ ,  $F$  und  $l$  erhält man nach Einsetzen in Gleichung (1) für unser obiges Denkmodell:

$$\frac{dC_{MH}}{d\alpha} = - 2,6$$

Hierbei ist  $\alpha$  im Bogenmaß gemessen. Den Anstieg der Drehmomentenkurve entnehmen wir der Abb. 1 für die Schwerpunktrücklage von 35% zu:

$$\frac{dC_M}{d\alpha} = + 0,6$$

Damit ergibt sich der Anstieg des Gesamtdrehmomentes des Zahlenbeispiels zu:

$$\frac{dC_{MH}}{d\alpha} = - 2,0$$

Das Modell mit den obigen Abmessungen ist also tatsächlich eigenstabil, d. h. es beantwortet eine Störung, z. B. eine  $\alpha$ -Erhöhung, mit einem negativen Wert des Gesamtdrehmomentes und somit mit einer kopflastigen Drehbewegung.

Für die Sinkgeschwindigkeit  $V_s$  und die Gleitzahl  $\epsilon$  gelten bekanntlich folgende Formeln:

$$V_s = 123 \sqrt{\frac{C_w}{C_a}} \quad (2)$$

$$\epsilon = \frac{C_a}{C_w} \quad (3)$$

betrachten wir ein Denkmodell mit einer Schwerpunktrücklage von 100% der Flügeltiefe und legen die EWD derart fest, daß die Tragfläche mit derselben Anstellung und somit demselben Auftriebsbeiwert der Tragfläche wie im ersten Fall fliegt.

## Segelmodell mit nichttragendem Höhenleitwerk

Wir betrachten ein idealisiertes Segelmodell, bei dem wir den Rumpfwiderstand sowie den Abwindwinkel hinter der Tragfläche am Ort des HLW vernachlässigen. Ferner legen wir die folgenden Modellabmessungen zugrunde:

Tragflächengröße  $F = 42 \text{ dm}^2$ , Tragflächenstreckung  $\Lambda = 10$ , HLW-Fläche  $F_H = 6 \text{ dm}^2$ ; HLW-Streckung  $\Lambda_H = 5$ ; Leitwerksabstand  $\gamma_H = 8 \text{ dm}$ ; mittlere Tiefe der Tragfläche  $l = 1,6 \text{ dm}$ . Die Tragfläche habe das Profil G6 417a und elliptische Auftriebsverteilung. Als HLW-Profil verwenden wir die „ebene Platte“ mit den Koordinaten nach Schmitz [3]; Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte entnehmen wir ebenfalls den Messungen von

Wir wollen nun bei einem Anstellwinkel der Fläche von  $6,7^\circ$  fliegen, und bei diesem Anstellwinkel soll das Drehmoment der Fläche Null sein. Wir lesen aus Abb. 1 ab, daß dann der Schwerpunkt bei 35% der Flügeltiefe liegen muß. Bei einer Einstellwinkeldifferenz von  $6,7^\circ$  zwischen Fläche und Nullauftriebsrichtung des HLW wird dann erreicht, daß das HLW mit einem solchen Anstellwinkel fliegt, bei dem die Luftkraft des HLW Null ist. Bei einer anderen EWD und der gleichen Schwerpunktlage von 35% ergibt sich im ungestörten Gleitflug eine von null verschiedene Luftkraft des HLW, so daß nun Leitwerksmoment und Flächenmoment beide von null verschieden sind. Der neue Anstellwinkel der Fläche ergibt sich dann aus der Bedingung, daß beide Drehmomente im Gleitflug entgegengesetzt gleichgroß sein müssen. Für diesen letzteren Fall hat man exakt genommen eine Abweichung von der gesamtelliptischen Auftriebsverteilung, die um so geringer ist, je näher die EWD bei  $6,7^\circ$  im obigen Beispiel liegt.

Mit Hilfe von Zahlenbeispielen wollen wir zwei verschiedene Denkmodelle miteinander vergleichen, die gleiche geometrische Abmessungen, aber unterschiedliche Schwerpunkteinstellungen haben. Insbesondere wollen wir die Sinkgeschwindigkeit sowie den Gleitwinkel der beiden Modelle unter Zugrundelegung von vereinfachenden Annahmen berechnen. Im ersten Fall wollen wir ein Flugmodell mit gesamtelliptischer Auftriebsverteilung nach dem obigen Konzept, also mit gleichzeitiger Nullmomenteneinstellung von Fläche und Leitwerk betrachten. Im zweiten Fall

Hierbei ist für  $C_{w0}$  und  $C_{a0}$  der Gesamtwiderstandsbeiwert bzw. Gesamtauftriebsbeiwert des Gleitmodells einzusetzen. In Gleichung (2) ergibt sich  $V_s$  in  $[\text{cm/sec}]$ , wenn man die Flächenbelastung  $G/F$  in  $[\text{p/dm}^2]$  einsetzt. In unserem Zahlenbeispiel liefert das Höhenleitwerk keinen Beitrag zum Auftrieb und somit hat man für den Gesamtauftriebsbeiwert des Modells bei  $6,7^\circ$ :  $C_{a0} = 0,90$ .

Der Gesamtwiderstandsbeiwert des idealisierten Modells setzt sich zusammen aus  $C_{w0}$  des Tragflächenprofils, aus dem induzierten Widerstandsbeiwert  $C_{wi}$  der Streckung  $\Lambda$  und dem auf die Flügelfläche bezogenen HLW-Widerstandsbeiwert der Streckung  $\Lambda_H$  mit  $F_H \cdot C_{wH} / F$  und es gilt für unser erstes Denkmodell:

$$C_{w0} = C_{w0} + \frac{C_{a0}^2}{10 \cdot \Lambda} + \frac{F_H}{F} \cdot C_{wH}$$

Für die „ebene Platte“ der Streckung  $\Lambda_H$  hat man beim Nullauftriebswinkel einen Widerstandsbeiwert von  $C_{wH} = 0,0135$ . Damit ergibt sich der Gesamtwiderstandsbeiwert zu:

$$C_{w0} = 0,057$$

Nach Einsetzen dieser Werte in (2) und (3) unter Zugrundelegung einer Flächenbelastung von  $20 \text{ p/dm}^2$  erhält man für die Sinkgeschwindigkeit:

$$V_s = 36,7 \text{ [cm/sec]}$$

und für die Gleitzahl:  $\epsilon = 15,8$ .

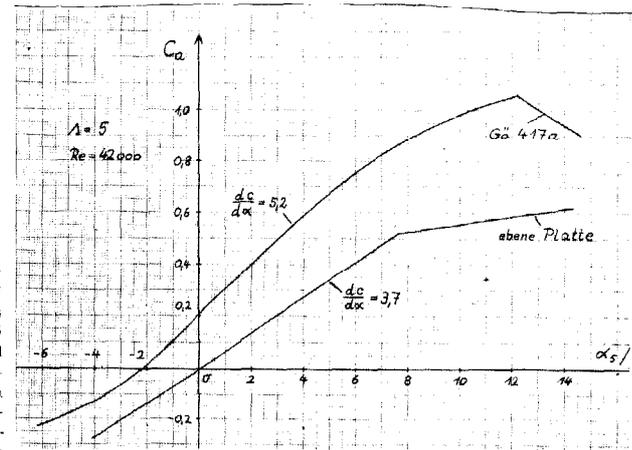
Die gewählte Platte G6 417a als HLW-Profil würde bei gleichen Modellabmessungen schlechtere Leistungen im Gleitflug erbringen, da ihr Widerstandsbeiwert beim Nullauftriebswinkel mit  $C_{wH} = 0,04$  größer ist als derjenige der „ebenen Platte“. Wegen des größeren Auftriebsgradienten bei Verwendung des Profils G6 417a läßt sich die HLW-Fläche jedoch verkleinern, um die gleiche Eigenstabilität, d. h. Anstieg der Gesamtdrehmomentenkurve bei  $6,7^\circ$  zu erreichen. Bei Ausnutzung dieser Tatsache erhält man für ein solches Modell und wiederum bei Nullmomenteneinstellung:

$$V_s = 38,1 \text{ cm/sec}, \quad \epsilon = 15,3$$

Hieraus folgt, daß bei Flugzustand mit Nullmomenteneinstellung von Fläche und HLW die Verwendung eines symmetrischen HLW-Profiles vorteilhafter ist als die Verwendung von „tragenden“ HLW-Profilen, die beim Nullauftriebswinkel betrieben werden müssen. Ferner sei an dieser Stelle dem konstruierenden Modellbauer geraten, bei Verwendung von „tragenden“ Höhenleitwerken dessen Fläche auf ein Mindestmaß zu beschränken, falls mit Schwerpunkteinstellungen geflogen wird, die zu kleinen Drehmomenten der Tragfläche gehören.

Schmitz. Die Tragfläche soll mit einem Anstellwinkel von  $6,7^\circ$  fliegen. Bei diesem Winkel ist für das gegebene Profil und einer Flügelseckung von 10 etwa der Bereich optimaler Sinkgeschwindigkeit zu finden. Der dazugehörige Auftriebsbeiwert beträgt dann  $C_a = 0,90$  und der zur unendlich großen Streckung gehörige Widerstandsbeiwert  $C_w \approx 0,030$ .

Jetzt müssen wir uns vergewissern, ob bei den vorgegebenen Abmessungen und Profilen die Eigenstabilität des Segelmodells bezüglich der Längs-



# Pro und contra tragendes Höhenleitwerk

von Peter Jochen

Tell II

## Segelmodell mit tragendem Höhenleitwerk

Wir haben im ersten Zahlenbeispiel gesehen, daß symmetrische Höhenleitwerke gegenüber gewölbten Leitwerken leichte Vorteile erbringen, falls der Schwerpunkt des Modells so gewählt wurde, daß die Tragfläche im ungestörten Gleitflug einen möglichst kleinen Betrag ihres Drehmomentbeitrages liefert. Wir fragen uns nun, wie groß Sinkgeschwindigkeit und Gleitwinkel werden, wenn der Schwerpunkt bei 100% der Flügeltiefe, also an der Endleiste, liegt. Damit wir beide Denkmodelle miteinander vergleichen können, sei vorausgesetzt, daß die Tragfläche dieses Denkmodells die gleichen Abmessungen und das gleiche Profil hat wie im ersten Zahlenbeispiel.

Nach Abb. 3 erhält man für eine Schwerpunktrücklage von 100% beim Anstellwinkel  $6,7^\circ$  einen schwanzlastigen Drehmomentbeiwert von  $C_M = 0,61$ . Dieser Wert ist nun durch ein ebenso großes kopflastiges Moment des Höhenleitwerks zu kompensieren. Ferner müssen wir berücksichtigen, daß der Anstieg dieser  $C_M$ -Kurve größer ist als der Anstieg bei einer Schwerpunkteinstellung von 35% der Flügeltiefe. Damit noch ausreichende Längsstabilität vorhanden ist, müssen wir beim zweiten Denkmodell den Anstieg der HLW-Drehmomentkurve ebenfalls größer wählen. Dies kann entweder durch größere HLW-Fläche, größeren Leitwerkshebelarm oder durch ein Profil mit größerem Auftriebsgradienten geschehen, wie wir uns leicht anhand der Gleichung (1) überlegen können. Wir entscheiden uns im folgenden für eine größere HLW-Fläche bei gleichbleibendem Leitwerkshebelarm und wählen als HLW-Profil ein gewölbtes Profil, wie es von Wettbewerbsteilnehmern meistens praktiziert wird, also das Profil Gö 417a.

Wir bemessen nun das Höhenleitwerk so groß, daß der Anstieg der Gesamtdrehmomentkurve genau so groß wird wie im ersten Zahlenbeispiel. Die Steigung der Drehmomentkurve unserer Tragfläche bei 100% Schwerpunktrücklage beträgt bei einem Anstellwinkel von  $6,7^\circ$  nach Abb. 3 etwa:

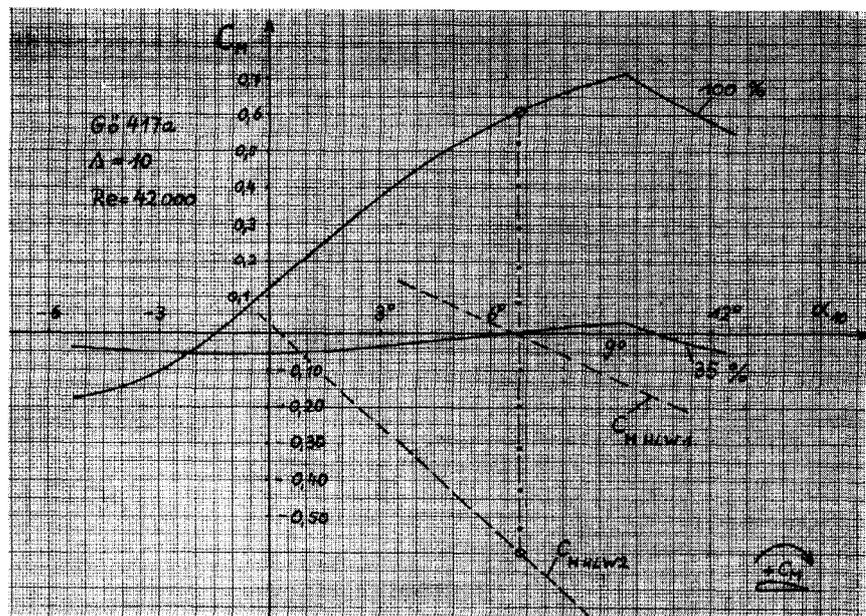
$$\frac{dC_M}{d\alpha} = 3,3$$

Damit sich eine Steigung von  $-2,0$  des Gesamtdrehmoments ergibt, muß das Höhenleitwerk einen Anstieg des Drehmoments von  $-5,3$  hervorrufen und somit nach Gleichung (1) eine Leitwerksfläche von  $F_H = 8,7 \text{ dm}^2$  haben. Alle übrigen Abmessungen des Modells haben wir dabei gegenüber dem ersten Denkmodell unverändert gelassen. Mit der soeben ausgerechneten Größe der HLW-Fläche ergibt sich dann das gleiche statische Längsstabilitätsverhalten wie beim ersten Denkmodell.

Nun müssen wir noch den Anstellwinkel des Höhenleitwerks im Gleitflug bestimmen, damit die Einstellwinkeldifferenz zwischen Fläche und Leitwerk so festgelegt werden kann, daß die Tragfläche bei einem Anstellwinkel von  $6,7^\circ$  fliegt. Aus Abb. 3 lesen wir ab, daß das Höhenleitwerk ein kopflastiges Drehmoment von  $C_{MH} = -0,61$  liefern muß, damit Gleichgewicht der Auftriebskräfte um den Schwerpunkt als Drehpunkt herrscht. Aus der Formel (4) für den auf die Flügelfläche normierten Momentenbeiwert des Höhenleitwerks von

$$C_{MH} = - \frac{F_H \cdot \gamma_H}{F \cdot l} \cdot C_{aH} \quad (4)$$

Abb. 3



errechnet sich der Auftriebsbeiwert des Höhenleitwerks zu:  $C_{aH} = 0,59$ . Aus Abbildung 2 folgt hieraus dann, daß das Höhenleitwerk unter einem Winkel von  $4,0^\circ$  angeblasen werden muß, um diesen Auftrieb zu erzeugen. Nach Schmitz [3] beträgt der Widerstandsbeiwert  $C_{WH}$  des Profils Gö 417a bei einem Anstellwinkel von  $4,0^\circ$  und einer Streckung von  $\Lambda = 5$ :  $C_{WH} = 0,050$ .

Für den Gesamtauftriebsbeiwert  $C_{ag}$  sowie den Gesamtwiderstandsbeiwert  $C_{wg}$  des idealisierten Modells erhält man somit:

$$C_{ag} = C_a + \frac{F_H}{F} \cdot C_{aH} \quad (5)$$

$$C_{wg} = C_{w\infty} + \frac{C_a^2}{\pi \cdot \Lambda} + \frac{F_H}{F} \cdot C_{WH} + C_{wig} \quad (6)$$

Hierbei bedeutet:

- $C_a$  Auftriebswert der Tragfläche
- $C_{aH}$  Auftriebswert des HLW
- $C_{w\infty}$  Widerstandsbeiwert der Fläche für  $\Lambda = \infty$
- $C_{WH}$  Widerstandsbeiwert des HLW für  $\Lambda = 5$

Der letzte Summand  $C_{wig}$  in Gleichung (6) ist der induzierte Zusatzwiderstand, der bei nicht elliptischer Gesamtauftriebsverteilung nach Ployer [2] noch zu addieren ist. Für diesen Wert  $C_{wig}$  gibt Ployer an, daß er je nach Abweichung von der gesamtelliptischen Auftriebsverteilung etwa 5 bis 20% vom induzierten Widerstandsbeiwert der Tragfläche betragen kann.

Zur Berechnung der Sinkgeschwindigkeit und der Gleitzahl setzen wir wie-

der die Gleichung (5) und (6) in die Gleichungen (2) und (3) ein. Zur Berechnung der Sinkgeschwindigkeit wurde eine Flächenbelastung bezogen auf die Tragfläche von 20 p/dm<sup>2</sup> zugrunde gelegt. Die erhaltenen Resultate sind in der folgenden Tabelle eingetragen:

	$C_{ag}$	$C_{wg}$	$V_S$ [cm/sec]	$\epsilon$	Bemerkungen
1	0,90	0,057	36,7	15,8	S bei 35 % 1; „ebene Platte“ = HLW
2	0,90	0,059	38,1	15,3	S bei 35 % 1; HLW = Gö 417 a
3	1,02	0,065	34,7	15,7	S bei 100 % 1; $C_{wig}$ = 0 %
4	1,02	0,067	35,7	15,2	S bei 100 % 1; = 5 %
5	1,02	0,069	36,8	14,8	S bei 100 % 1; = 10 %
6	1,02	0,073	38,9	13,9	S bei 100 % 1; = 20 %

In dieser Tabelle sind zum Vergleich noch einmal die Werte des ersten Denkmodells mit Nullmomenteneinstellung mit angeführt. Ferner sind in den letzten drei Zeilen die Leistungen des zweiten Denkmodells eingetragen, die man erhält, wenn man einen durch nicht-elliptische Auftriebsverteilung bedingten Zusatzbeiwert  $C_{wig}$  von 5 %, 10 % und 20 % des induzierten Widerstandsbeiwertes der Tragfläche annimmt.

#### Diskussion der Ergebnisse und Schlußbetrachtung

In der Tabelle sind die Leistungen (d. h. Sinkgeschwindigkeit und Gleitzahl) von zwei idealisierten Gleitmodellen mit gegensätzlichen Schwerpunkteinstellungen zusammengestellt. Mit Idealisierung sind dabei die Vernachlässigung des Rumpfwiderstandes, Annahme einer elliptischen Auftriebsverteilung von Fläche und Höhenleitwerk sowie Vernachlässigung des Abwindwinkels am Ort des Höhenleitwerks bezeichnet. Die Berechnungen beruhen auf den gemessenen Profil-Polaren von Schmitz [3] bei Re-Zahlen von 42 000. Beiden Modellen liegt dieselbe Tragfläche zugrunde, die jeweils im Gleitflug bei gleichem Anstellwinkel betrieben wird, jedoch bei unterschiedlichen Schwerpunktlagen. Die Höhenleitwerke und Einstellwinkeldifferenz sind derart bemessen, daß sich im ungestörten Gleitflug erstens der gleiche Anstellwinkel der Tragfläche und zweitens das gleiche statische Längsstabilitätsverhalten ergibt.

Aus der Tabelle erkennen wir, daß das Denkmodell mit einer Schwerpunktrücklage von 35 % der Flügeltiefe, so daß die Tragfläche und das Höhenleitwerk mit dem Drehmoment Null betrieben wird („Nullmomenteneinstellung“), sich bei Verwendung

eines symmetrischen Höhenleitwerks die beste Gleitzahl von 15,8 ergibt. Die Verwendung des Profils Gö 417a (bei kleinerer Fläche wegen des größeren Auftriebsgradienten) im Höhenleitwerk führt zu einer geringfügigen Verkleinerung der Gleitzahl und deutlicherer Vergrößerung der Sinkge-

windigkeit, weil das HLW-Profil Gö 417a beim Nullauftriebswinkel größeren Widerstand liefert als die „ebene Platte“.

Bei einer Schwerpunktrücklage von 100 % der mittleren Flügeltiefe hat das zweite Denkmodell bei Vernachlässigung des induzierten gesamtelliptischen Zusatzwiderstands mit Abstand die beste Sinkgeschwindigkeit von 34,7 cm/sec und mit einer Gleitzahl von 15,7 etwa den gleichen Wert wie das erste Denkmodell. Diese beiden Zahlen sind jedoch nur hypothetisch, da wir beim zweiten Denkmodell noch die nichtelliptische Gesamtauftriebsverteilung berücksichtigen müssen. Je nach Abweichung von der gesamtelliptischen Auftriebsverteilung sind nach Ployer noch 5 bis 20 % vom induzierten Widerstand der isolierten Tragfläche zu addieren. Für mittlere Abweichungen erhält dann das zweite Denkmodell mit 36,8 cm/sec etwa gleiche Sinkgeschwindigkeit wie das Denkmodell mit Nullmomenteneinstellung, liegt aber in der Gleitzahl bereits schlechter als das erste Modell. Bei extrem großer Abweichung von der gesamtelliptischen Auftriebsverteilung fliegt das Modell mit großer Schwerpunktrücklage sowohl in der Sinkgeschwindigkeit als auch in der Gleitzahl ungünstiger als das Modell mit Nullmomenteneinstellung.

Peter Jochen

#### Literaturhinweise

- [1] H. Gremmer; *Stufenreiten – eine neue Kleinhangtechnik*, Flug + Modell-Technik, Heft 4, 1970; Seite 128–129
- [2] J. Ployer; Flugmodell mit kleinstem induzierten Widerstand, Flug + Modell-Technik, Hefte 9, 10 und 11, 1971; S. 305–308, S. 344 und S. 384–385.
- [3] F. W. Schmitz; *Aerodynamik des Flugmodelles*, Carl Lange Verlag, Duisburg 1960
- [4] W. Just; *Flugmechanik Band 1*, Verlag Flugtechnik, Stuttgart 1965.