

# Das gedämpfte Höhenleitwerk im Kreisflug

G. Stich, DFVLR-Institut für Flugmechanik, Braunschweig.  
Vortrag, gehalten auf dem XVII. OSTIV-Kongress in Paderborn (BRD), 1981.

Über das V-Leitwerk und das Pendelhöhenleitwerk wurde das gedämpfte Höhenleitwerk wiederentdeckt. Trotz geringer Leistungseinbusse gegenüber dem Pendelhöhenleitwerk zeigt das gedämpfte Höhenleitwerk seinen Vorteil in dem günstigen Einfluss auf die Flugeigenschaften des Segelflugezeugs. Doch dieser allgemein anerkannte Vorteil darf nicht darüber hinwegtäuschen, dass der Einsatzbereich des gedämpften Leitwerks von seiten der Flugeigenschaften und Flugleistungen her stark eingengt ist.

Die Grenze der angenehmen Flugeigenschaften im Kreisflug wurde sehr deutlich mit einer modifizierten ASW-19 überschritten. Nach einer Profilmodifikation sollte in der Thermik anstelle des früheren Auftriebsbeiwertes von  $c_A = 1,2$  jetzt  $c_A = 1,4$  ausfliegbar sein. Der erste Thermikflug zeigte aber, dass ab 30 Grad Schräglage eine Nickschwingung auftrat, die nur noch schwierig auszusteuern war. Bei 45 Grad Schräglage war es nicht mehr möglich, auch nur annähernd die Fahrt entsprechend dem Auftriebsbeiwert  $c_A = 1,4$  zu halten. Der erhoffte Vorteil der Profiländerung schien in der Thermik nicht ausfliegbar zu sein. Erst die Verlegung des Fluggewichtsschwerpunktes nach hinten erbrachte die nötige Verbesserung der Kreisflugeigenschaften. Der Erfolg dieser Massnahme ist zunächst erstaunlich, da durch diese eigentlich die Längsstabilität vermindert und somit die Flugeigenschaften verschlechtert werden müssten. Um diesen Einfluss der Schwerpunktverlagerung erklären zu können, müssen die Leitwerksaerodynamik und die -flugmechanik im Kreisflug etwas genauer untersucht werden.

**Auftriebsbeiwert des Höhenleitwerks im Geradeausflug für vordere und hintere Fluggewichtsschwerpunktlage**  
Für die weitere Betrachtung der Höhen-

leitwerksaerodynamik und der Flugmechanik werden die Werte der ASW-19 benutzt (Tabelle). Bild 1 zeigt den Höhenleitwerksauftriebsbeiwert  $c_{AH}$  im Geradeausflug über der Fahrt für die vordere und die hintere Fluggewichtsschwerpunktlage [1]. Die dazugehörigen Flügelauftriebsbeiwerte sind in Schritten von 0,2 aufgetragen. Bei hinterer Fluggewichtsschwerpunktlage erzeugt das Höhenleitwerk im Schnellflug Abtrieb und im Langsamflug Auftrieb. Liegt der Fluggewichtsschwerpunkt dagegen im Ersatzflügelneutralpunkt  $x_S/l_\mu = 0,25$ , was der vordersten zulässigen Schwerpunktlage bei der ASW-19 entspricht, so bleibt der Höhenleitwerksabtrieb konstant vom Schnellflug bis zum Langsamflug. Die Gleichung

$$c_{AH} = \frac{S l_\mu}{S_H x_H} \cdot \left[ c_{AF} \cdot \frac{x_S - x_{N25}}{l_\mu} + c_{M25} \right]$$

zeigt das sehr deutlich. Da in der Thermik meist mit einem möglichst hohen

Auftriebsbeiwert gekreist wird, werden die weiteren Untersuchungen mit dem Tragflächenauftriebsbeiwert  $c_{AF} = 1,4$  und den in Bild 1 angegebenen geometrischen Daten durchgeführt.

**Anströmungsänderung des Höhenleitwerks in Abhängigkeit von der Flächenbelastung, dem Auftriebsbeiwert und der Schräglage**

Die etwas geänderte Auftriebsverteilung des Tragflügels im Kreisflug wird hier nicht weiter berücksichtigt und dürfte bei Segelflugezeugen mit Spannweiten unter 15 m noch keine Probleme aufwerfen. Der Einfluss des Kreisfluges auf die Höhenleitwerksaerodynamik dagegen darf besonders bei Segelflugezeugen, die sehr oft mit grosser Schräglage und kleinen Kreisradien in der Thermik geflogen werden, nicht unberücksichtigt bleiben. In Bild 2 wird die Mechanik des Kreisfluges dargestellt [2]. Fliegt ein Flugzeug mit der Kreisfluggeschwindigkeit  $V_K$  auf einem Kreisbogen mit dem Radius  $r$ , so

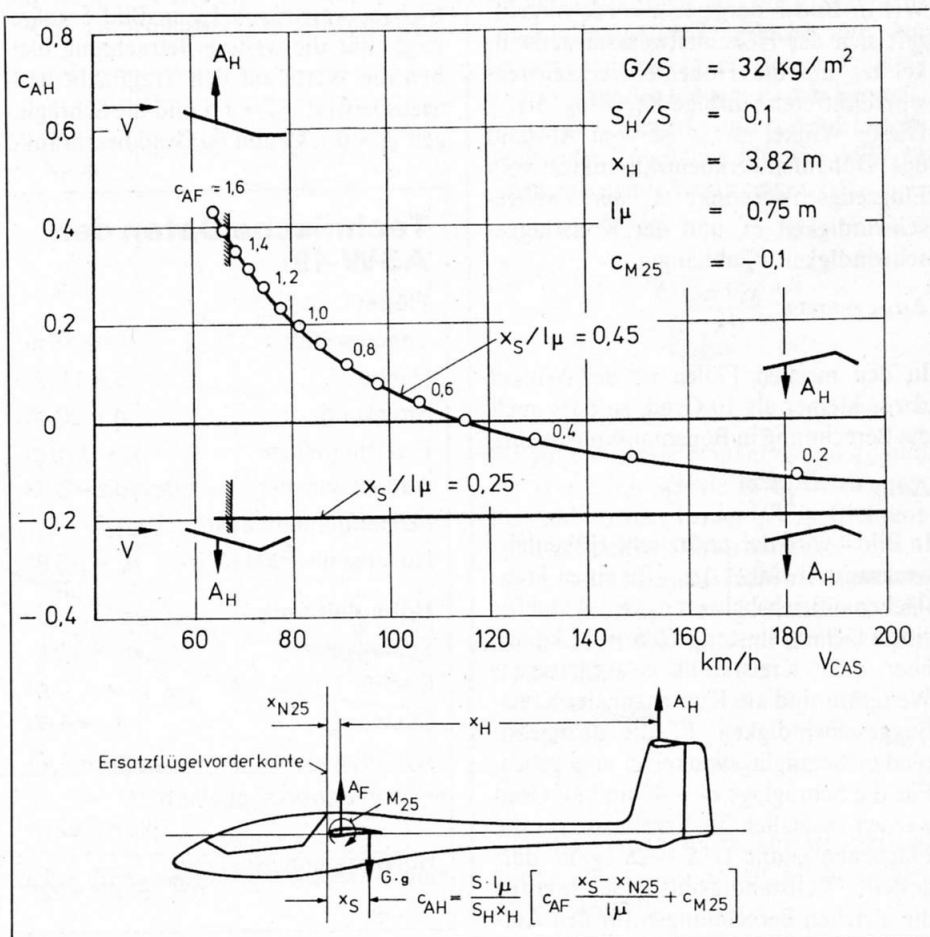


Bild 1: Höhenleitwerksauftriebsbeiwert für vordere und hintere Schwerpunktlage über der Fluggeschwindigkeit.

berechnet sich die Drehgeschwindigkeit mit  $\Omega = V_K/r$

Da dieser Kreisbogen nur mit einer Schräglage  $\varphi$  sauber erfolgen werden kann, erfährt das Flugzeug eine stetige positive Drehung um die  $y$ -Achse. Diese Drehgeschwindigkeit beträgt  $\omega_y = \Omega \sin \varphi$ . Die Kreisfluggeschwindigkeit erhält man mit [3]

$$V_K = \sqrt{\frac{G \cdot 2 \cdot g}{s \cdot \rho \cdot c_A}} \cdot \sqrt{\frac{1}{\cos \varphi}}$$

und den Kreisradius mit  $r = \frac{V_K^2}{g \cdot \tan \varphi}$

Die Gleichung der Kreisfluggeschwindigkeit zeigt dabei sehr deutlich, dass bei gleicher Schräglage und Kreisfluggeschwindigkeit die Flächenbelastung  $G/S$  und  $c_A$  linear voneinander abhängig sind, d. h., dass eine 20prozentige  $c_A$ -Erhöhung einer 20prozentigen Flächenbelastungsverminderung entspricht. Diese Verknüpfung sollte bei den weiteren Betrachtungen nicht vergessen werden.

Die Drehgeschwindigkeit  $\omega_y$  um den Schwerpunkt beeinflusst natürlich auch die Anströmung des Höhenleitwerks. Wie in Bild 3 dargestellt wird, vergrößert sich der Höhenleitwerksanstellwinkel  $\alpha_H$  um die Höhenleitwerksanstellwinkeldifferenz infolge Kreisflug  $\Delta\alpha_{HK}$ . Dieser Winkel  $\Delta\alpha_{HK}$  ist vom Abstand des Höhenleitwerkneutralpunktes vom Flugzeugschwerpunkt  $x_h$ , der Drehgeschwindigkeit  $\omega_y$  und der Kreisfluggeschwindigkeit  $V_K$  abhängig.

$$\Delta\alpha_{HK} = \arctg \frac{x_h \cdot \omega_y}{V_K}$$

In den meisten Fällen ist der Winkel  $\Delta\alpha_{HK}$  kleiner als 10 Grad, so dass auch die Berechnung in Bogenmass ausreicht:

$$\Delta\alpha_{HK} = \frac{x_h \cdot \omega_y}{V_K}$$

In Bild 4 wird der zusätzliche Höhenleitwerksanstellwinkel  $\Delta\alpha_{HK}$  für einen Tragflächenauftriebsbeiwert  $c_{AF} = 1,4$  und für eine Flächenbelastung  $G/S = 32 \text{ kg/m}^2$  über dem Kreisradius  $r$  aufgetragen. Weiterhin sind am Kurvenzug der Kreisfluggeschwindigkeit  $V_K$  die dazugehörenden Schräglagewinkel  $\varphi$  angegeben. Für die Schräglage  $\varphi = 45$  und 60 Grad werden zusätzlich die Ergebnisse für die Flächenbelastung  $G/S = 28 \text{ kg/m}^2$  dargestellt. Vollständigkeitshalber werden die gleichen Berechnungen für den Auf-

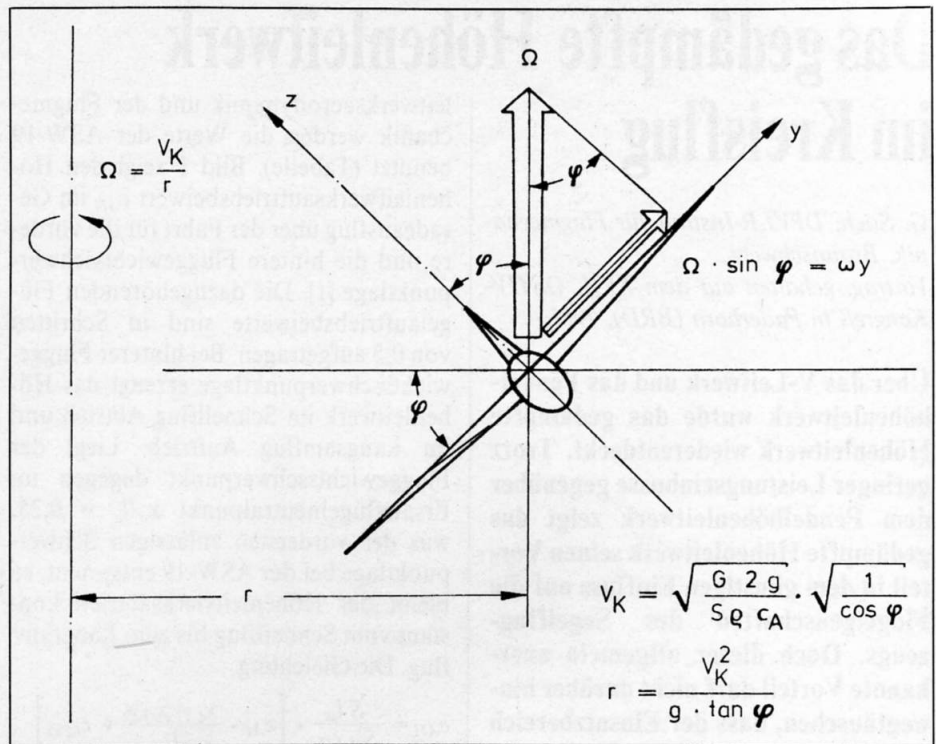


Bild 2: Stationäre Drehgeschwindigkeit um die  $y$ -Achse im Kreisflug.

triebsbeiwert  $c_{AF} = 1,2$  in Bild 5 aufgezeigt. Für die weitere Betrachtung bleiben die Werte auf den Tragflächenauftriebsbeiwert  $c_{AF} = 1,4$  und die Schräglagen  $\varphi = 0 \dots 45$  und 60 Grad beschränkt.

### Technische Daten der ASW-19

#### Flügel

Spannweite:	$b = 15 \text{ m}$
Fläche:	$S = 11 \text{ m}^2$
Streckung:	$\Lambda = 20,45$
Ersatzflügelstiefe:	$l_\mu = 0,75 \text{ m}$
Auftriebsanstieg:	$dc_A/d\alpha = 5,73$
Nullmomentenbeiwert:	$c_{M25} = -0,1$
Nullanstellwinkel:	$\alpha_0 = -3,8^\circ$

#### Höhenleitwerk

Spannweite:	$b_H = 2,5 \text{ m}$
Fläche:	$S_H = 1,1 \text{ m}^2$
Streckung:	$\Lambda_H = 5,68$
Auftriebsanstieg:	$dc_{AH}/d\alpha = 4,45$
Höhenleitwerkshebelarm:	$x_H = 3,82 \text{ m}$
Höhenruderausschläge:	$\eta = 18^\circ \text{ bis } -22^\circ$

Der Einfluss der Rumpfröhre (Leitwerksträger), die wie die Höhenleitwerksflosse dämpfend wirkt und somit den Zusatzanstellwinkel des Höhenleitwerkes im Kreisflug nach [2] um 5 bis 10% erhöhen kann, wird hier nicht berücksichtigt.

Der Einfluss der Höhenleitwerksanstellwinkeländerung infolge Kreisflugs auf die Flugeigenschaften und Flugleistungen des Segelflugezeuges

Die Bilder 3, 4 und 5 zeigen auf, wie der Höhenleitwerksanstellwinkel infolge Kreisflugs mit wachsender Schräglage  $\varphi$  grösser wird. Der zum stationären Kreisflug benötigte Höhenleitwerksauftriebsbeiwert  $c_{AH}$  ist aber unabhängig von der Schräglage  $\varphi$ . Einem grösser werdenden Höhenleitwerksauftriebsbeiwert infolge Kreisflugs muss durch eine Vergrößerung des Höhenruderausschlages nach oben begegnet werden. Wie gross der Höhenruderausschlag sein muss, kann der Profilpolare  $c_a$  über  $\alpha$  mit dem Ruderwinkel  $\eta$  als Parameter entnommen werden [4]. Bild 6 zeigt dazu noch den Polarenverlauf  $c_a$  über  $c_w$ , der sehr deutlich den starken Widerstandsanstieg nach Verlassen der Laminardelle hervorhebt. Für die weitere Betrachtung ist der

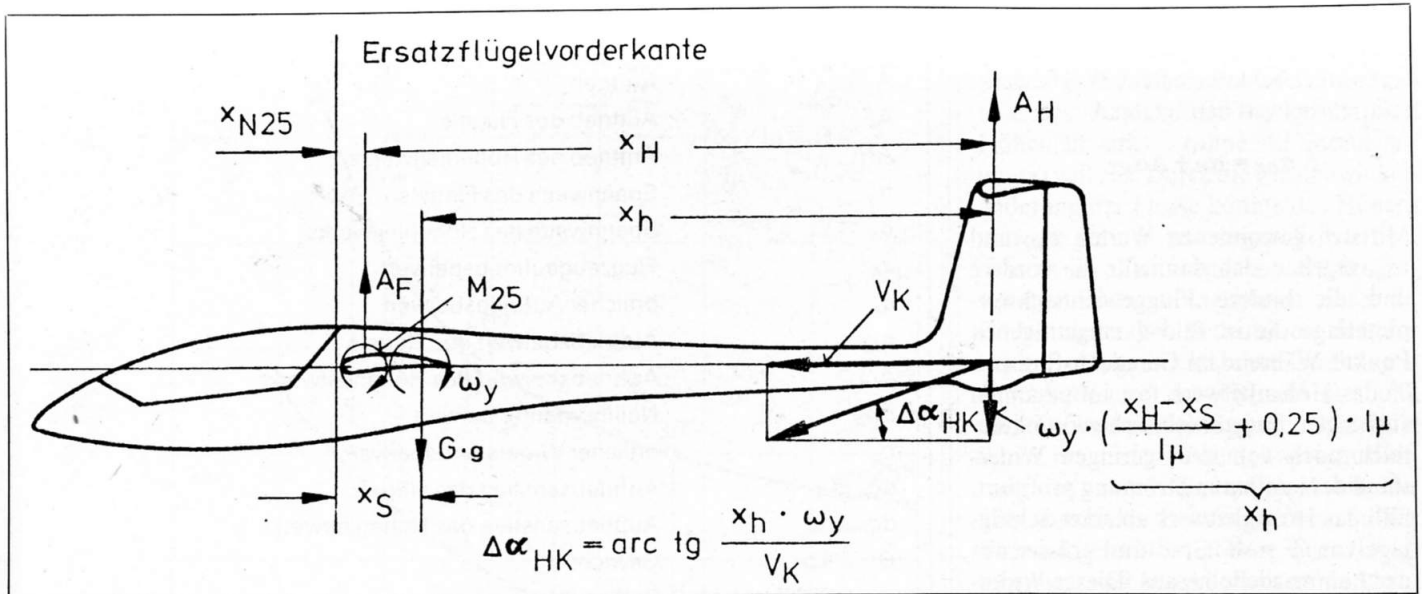


Bild 3: Anstellwinkelvergrößerung am Höhenleitwerk im Kreisflug.

Grenzverlauf der Laminardelle in die Polaren  $c_a$  über  $\alpha$  durch eine schraffierte Linie gekennzeichnet. Bild 7 zeigt leicht vergrößert den weiterhin interessierenden Bereich von Bild 6.

Um den Einstieg in dieses Diagramm etwas zu erleichtern, sind die Kurvenverläufe  $c_a$  über  $\alpha$  für die benötigten negati-

ven Ruderwinkel zusätzlich eingezeichnet worden. Der Auftriebsbeiwert des Höhenleitwerks für den Tragflächenauftriebsbeiwert  $c_{AF} = 1,4$  wird Bild 1 entnommen und beträgt für die hintere Fluggewichtsschwerpunktlage  $c_{AH} = 0,35$  und für die vordere  $c_{AH} = -0,2$ .

Der Höhenleitwerksanstellwinkel für

den Geradeausflug  $\varphi = 0$  Grad berechnet sich mit

$$\alpha_H = \frac{c_{AF}}{dc_A/d\alpha} \cdot \left[ 1 - \frac{d\alpha_w}{d\alpha} \right] + \alpha_0 + \varepsilon_H - \varepsilon_0 [1]$$

Dabei kennzeichnet  $dc_A/d\alpha$  den Auftriebsanstieg,  $1 - d\alpha_w/d\alpha$  den Höhenleitwerkswirkungsgrad oder den Abwindeneinfluss der Tragfläche auf den Leitwerksanstellwinkel,  $\alpha_0$  den Nullauftriebswinkel der Fläche,  $\varepsilon_H$  den Einstellwinkel des Leitwerks und  $\varepsilon_0$  den Einstellwinkel der Tragfläche. Für die ASW-19 werden folgende Werte eingesetzt:

$$dc_A/d\alpha = 5,73$$

$$1 - \frac{d\alpha_w}{d\alpha} = 0,79 \text{ für } c_{AF} = 1,4$$

$$\alpha_0 = -3,8^\circ$$

$$\varepsilon_H = 3^\circ$$

$$\varepsilon_0 = 5,25^\circ$$

Bis auf die Einstellwinkel  $\varepsilon_0$  und  $\varepsilon_H$  sind die Werte nur schwierig zu bestimmen. Bei Addition der Fehler in eine Richtung kann der Fehler 1 Grad betragen.

Die zusätzlichen Höhenleitwerksanstellwinkel  $\Delta\alpha_{HK}$  infolge Kreisflugs werden nach Bild 4 bestimmt und betragen für die Schräglagen

$$\varphi \sim \Delta\alpha_{HK}$$

$$0^\circ \sim 0^\circ$$

$$45^\circ \sim 2,8^\circ$$

$$60^\circ \sim 4,2^\circ$$

Da die Fluggewichtsschwerpunktlage nur geringen Einfluss hat, bleibt sie hier unberücksichtigt.

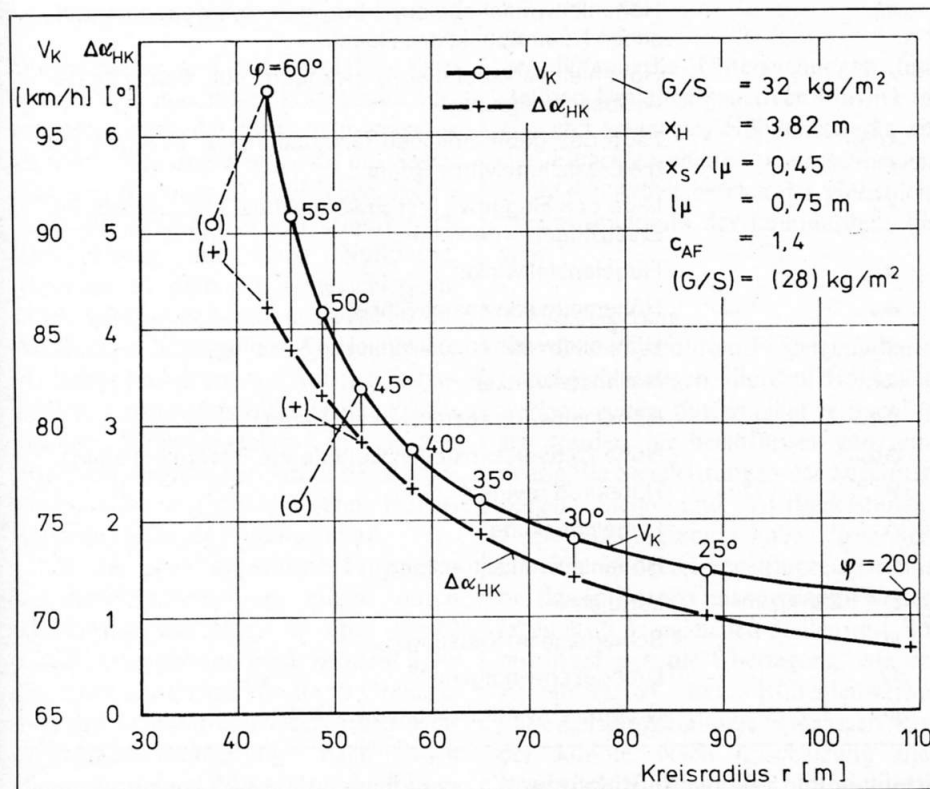


Bild 4: Kreisfluggeschwindigkeit und zusätzlicher Höhenleitwerksanstellwinkel über dem Kreisradius für  $C_{AF} = 1,4$ .

Der tatsächliche Höhenleitwerksanstellwinkel in Abhängigkeit vom Schräglagewinkel bei konstantem Tragflächenauftriebsbeiwert beträgt dann

$$\alpha_{HK} = \alpha_H + \Delta\alpha_{HK}$$

Mit den gewonnenen Werten  $c_{AH}$  und  $\alpha_{AH}$  ergeben sich dann für die vordere und die hintere Fluggewichtsschwerpunktlage die in Bild 7 eingetragenen Punkte. Während im Geradeausflug  $\varphi = 0^\circ$  das Höhenleitwerk fast im gesamten zulässigen Fluggewichtsschwerpunktbereich noch von dem geringen Widerstand der laminaren Strömung profitiert, fällt das Höhenleitwerk ab einer Schräglage von  $\varphi = 45$  Grad und grösser aus der Laminardelle heraus. Dieser Widerstandszuwachs allein verschlechtert die Steigflugleistungen noch nicht entscheidend. Viel entscheidender ist die Tatsache, dass in Richtung der vorderen Fluggewichtsschwerpunktlage bei Schräglagen grösser als  $\varphi = 45$  Grad die Höhenruderveränderung infolge Höhenleitwerksanstellwinkeländerung nicht mehr linear ist, sondern stark progressiv wird. In der Praxis bedeutet das, dass der Pilot mehr am Knüppel ziehen muss als vorher, um die gleiche Höhenleitwerksanstellwinkeländerung zu kompensieren. Dies führt in der Thermik, die doch verhältnismässig unruhig ist, zu einem Unter- oder Übersteuern durch den Piloten, je nachdem, ob er vom grossen Höhenruderausschlag zum kleinen hinsteuert oder umgekehrt. Obwohl die Fläche sich noch im gesunden Strömungsbereich befindet, fängt das Flugzeug an zu stampfen. Die Fahrt schwankt dabei um 5-10 km/h. Der Pilot will aber die Thermik gefühlvoll ausfliegen, und das geht nur bei konstanter Fahrt, die er beispielsweise erst deutlich unterhalb des Flächenauftriebsbeiwerts  $c_{AF} = 1,4$  bei  $c_{AF} = 1,2$  wieder erlangt. Daraus folgt eine grössere Kreisfluggeschwindigkeit und ein grösserer Kreisflugradius bei gleicher Schräglage. Die grösseren Steigwerte zum Zentrum der Thermik hin werden nicht erreicht, weil die bessere Steigleistung entsprechend  $c_{AF} = 1,4$  nicht ausgefliegen werden kann.

In Bild 8 wird diese Situation für die vordere und die hintere Fluggewichtsschwerpunktlage aufgezeigt. Diese Kurven sind durch einen waagerechten

### Bezeichnungen

A	Auftrieb
AF	Auftrieb des Flügels
AH	Auftrieb des Höhenleitwerks
b	Spannweite des Flügels
$b_H$	Spannweite des Höhenleitwerks
$c_A$	Flugzeugauftriebsbeiwert
$c_a$	örtlicher Auftriebsbeiwert
$c_{AF}$	Auftriebsbeiwert des Flügels
$c_{AH}$	Auftriebsbeiwert des Höhenleitwerks
$c_{M25}$	Nullmomentenbeiwert
$c_w$	örtlicher Widerstandsbeiwert
$dc_A/d\alpha$	Auftriebsanstieg des Flügels
$dc_{AH}/d\alpha$	Auftriebsanstieg des Höhenleitwerks
G	kg
$g = 9,80665$	m/s <sup>2</sup>
$l_\mu$	Ersatzflügelteufe
N25	geometrischer Neutralpunkt des Flügels
Re	Reynolds-Zahl
r	Kreisradius im Kreisflug
S	Flügelfläche
$S_H$	Höhenleitwerksfläche
$V_{CAS}$	kalibrierte Fluggeschwindigkeit
$V_K$	Kreisfluggeschwindigkeit
$x_H$	Höhenleitwerkshebelarm, bezogen auf den geometrischen Neutralpunkt des Flügels
$x_h$	Höhenleitwerkshebelarm, bezogen auf den Fluggewichtsschwerpunkt
$x_{N25}$	Lage des geometrischen Neutralpunktes, bezogen auf die Ersatzflügelvorderkante
$x_s$	Lage des Fluggewichtsschwerpunktes, bezogen auf die Ersatzflügelvorderkante
$\alpha$	Flügelanstellwinkel
$\alpha_H$	Höhenleitwerksanstellwinkel
$\alpha_{HK}$	Höhenleitwerksanstellwinkel im Kreisflug
$\alpha_0$	Nullanstellwinkel
$\Delta\alpha_H$	Höhenleitwerksanstellwinkeldifferenz
$\Delta\alpha_{HK}$	Höhenleitwerksanstellwinkeldifferenz infolge Kreisflugs
$\eta$	Höhenrudewinkel
$\Lambda$	Flügelstreckung
$\Lambda_H$	Höhenleitwerksstreckung
$\zeta = 1,226$	kg/m <sup>3</sup>
$\varphi$	Schräglage im Kreisflug
$\Omega$	Drehgeschwindigkeit
$\omega_y$	Drehgeschwindigkeit um die y-Achse

Schnitt in Bild 7 für die Auftriebsbeiwerte  $c_a = 0,35$  und  $c_a = -0,2$  entstanden. Für die vordere Fluggewichtsschwer-

punktlage  $x_s/l_\mu = 0,25$  können schon ab 30 Grad Schräglage Höhensteuerschwierigkeiten in der oben beschriebenen Art

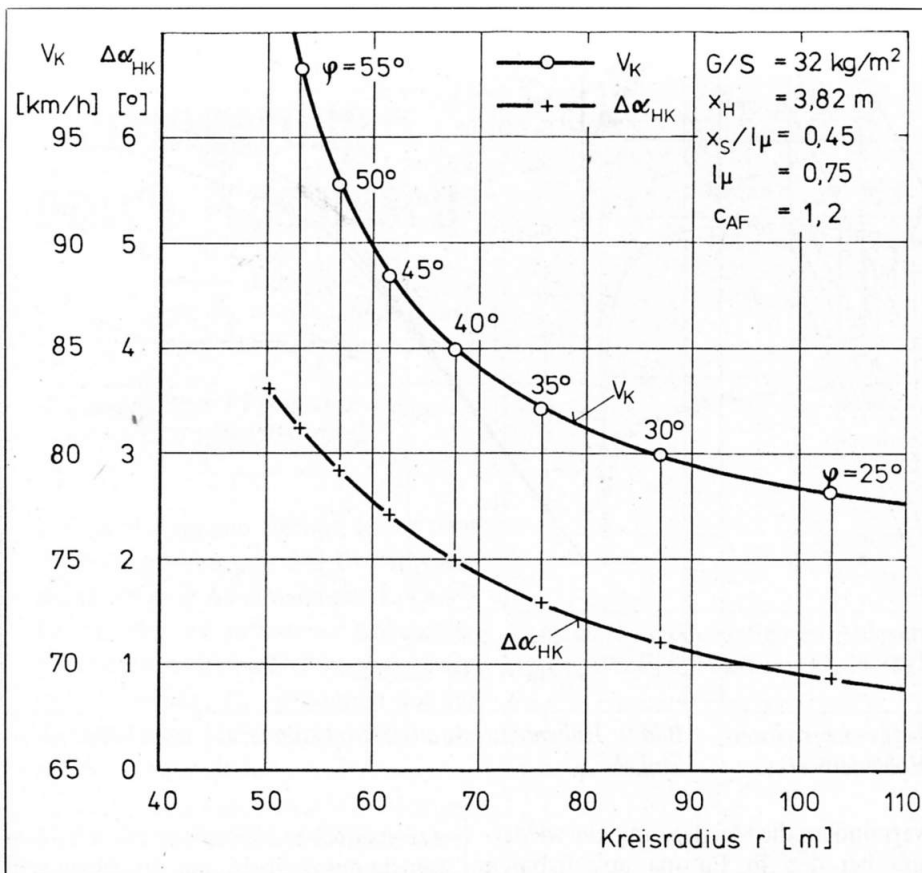


Bild 5: Kreisfluggeschwindigkeit und zusätzlicher Höhenleitwerksanstellwinkel über dem Kreisradius für  $C_{AF} = 1,2$ .

auftreten. Bei 45 Grad Schräglage wird schon der maximale Höhenruderausschlag erreicht. Ab dieser Schräglage ist es somit nicht mehr möglich, das Segelflugzeug stationär zu überziehen. Bild 9 zeigt die gleichen Kurvenverläufe nach Umrechnung auf einen Nullpunkt. Deutlich ist hier der Unterschied im Ruderwirksamkeitsverlauf zwischen der Wölbungserhöhung in Richtung des Auftriebs und gegen den Auftrieb festzustellen. Laufen Auswölbung des Profils infolge Ruderausschlags in gleicher Richtung, beginnt der Abfall der Ruderwirksamkeit erst bei grösseren Ruderwinkeln als im gegenläufigen Fall.

Ob die oben angeführte Flugeigenschaftverschlechterung allein durch Höhenruderausschläge  $\eta$  über  $\pm 12$  Grad hervorgerufen wird, ist nicht ganz gesichert. Zusätzlich könnte im Grenzgebiet der Laminardelle die schnelle Umschlagpunktswanderung nach vorn einen merkbaren Einfluss auf die Ruderwirksamkeit haben. In welchen Fällen das zutreffen kann, ist nur durch weitere

aerodynamische Untersuchungen feststellbar. Um allen negativen Einwirkungen von seiten des Höhenleitwerks auf die Flugeigenschaften auszuschliessen, sollte der Arbeitsbereich des Höhenleitwerkes innerhalb der Laminardelle liegen.

#### Schlussfolgerung

Die oben angeführten Flugeigenschaftverschlechterungen, die vom Höhenleitwerk ausgehen, dürfen nicht vernachlässigt werden. Sie beeinflussen ganz eindeutig die Steigleistungen des Segelflugzeuges. Steig- und Vorflugeleistungen eines Segelflugzeuges haben besonders bei den 15-Meter-Segelflugzeugen und bei den in Europa ausnutzbaren Wetterlagen etwa den gleichen Stellenwert. Somit lohnt sich die Überlegung, wie der Arbeitsbereich des Höhenleitwerkes ohne Leistungseinbusse vergrössert werden könnte. Nach Abschätzung aller Vor- und Nachteile der unterschiedlichen Höhenleitwerksformen bleiben das Pendelhöhenleitwerk mit krafterzeugen-

dem Flettner und das gedämpfte Höhenleitwerk mit Flossentrimmung übrig. Die letztere Höhenleitwerksart nutzt die Vorteile des Pendel- und des gedämpften Höhenleitwerks (ohne Flossentrimmung) voll aus. Durch die Einstellwinkeländerung der Flosse könnte das Höhenleitwerk immer so eingestellt werden, dass es in allen möglichen Betriebszuständen optimal angeblasen wird. In Bild 7 übertragen bedeutet es, dass für beide Fluggewichtsschwerpunktlagen eine Änderung der Flosseinstellung um  $-4$  Grad genügen würde. Nachteilig dürfte bei dieser Höhenleitwerksausführung der grössere Bauaufwand sein, der aber durch den Leistungsgewinn in der Thermik gerechtfertigt wäre. Diese Überlegungen sind besonders dann durchzuführen, sobald entweder der Tragflächenauftriebsbeiwert beträchtlich erhöht oder die Flächenbelastung eines Segelflugzeuges stark vermindert worden ist.

#### Zusammenfassung

Nach dem V-Leitwerk und dem Pendelhöhenleitwerk wird das gedämpfte Höhenleitwerk wieder verstärkt eingesetzt. Es scheint bis jetzt der beste Kompromiss in bezug auf annehmbare Flugeigenschaften und Flugeigenschaften zu sein. Leider ist der günstigste Einsatzbereich nur sehr eng. Besonders im Kreisflug wird die Grenze des optimalen Einsatzbereichs erreicht und manchmal überschritten.

Das Flugzeug erfährt im Kreisflug eine stetige positive Drehung um die Querachse, die den Höhenleitwerksan-

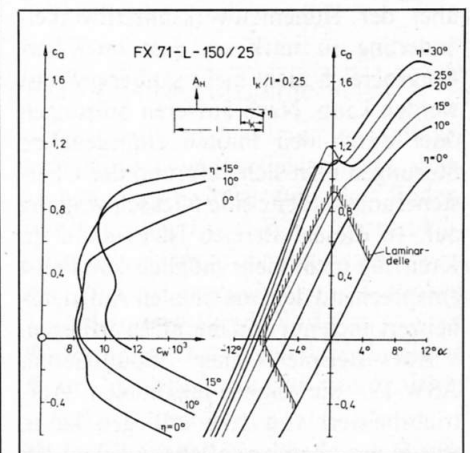


Bild 6: Höhenleitwerksprofil FX 71-L-150/25.

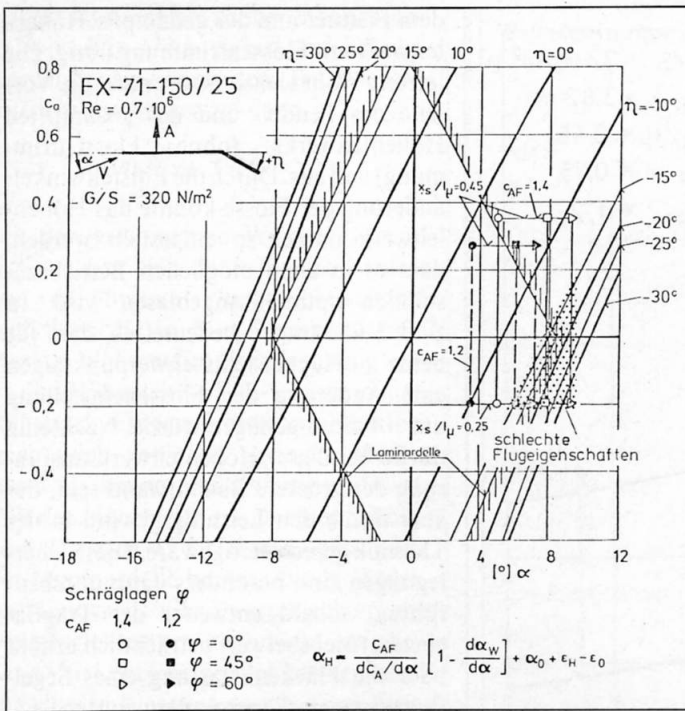


Bild 7: Einfluss der Schräglage und der Fluggewichtsschwerpunkt-lage auf die Aerodynamik des ASW-19-Höhenleitwerks.

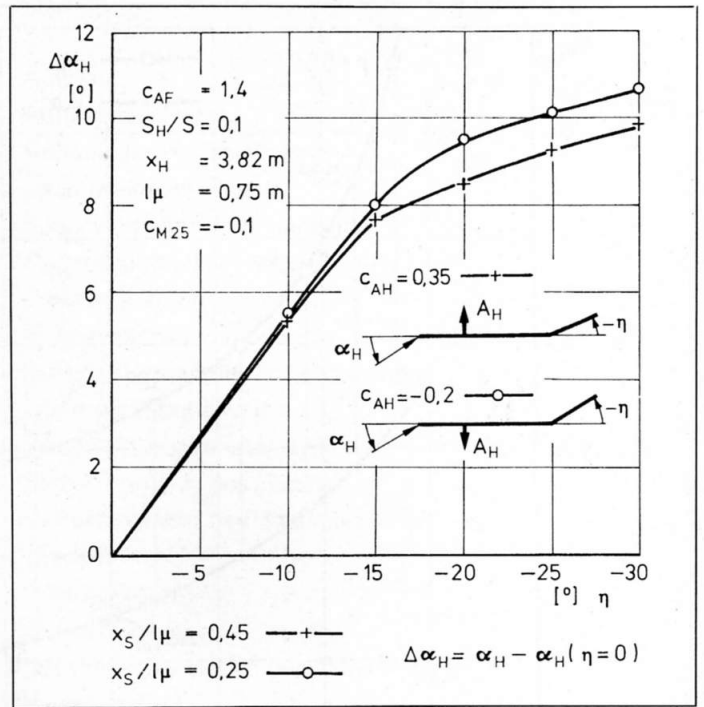


Bild 9: Höhenleitwerksanstellwinkeländerung über Höhenruderwinkel.

stellwinkel erhöht. Dieser zusätzliche Höhenleitwerksanstellwinkel muss von seiner Auftrieb erzeugenden Wirkung her durch einen Höhenruderausschlag nach oben kompensiert werden. Solange bei diesem Ausgleich der Höhenruderausschlag linear mit dem zu kompensierenden Höhenleitwerkswinkel wächst, hat dies keinen Einfluss auf die Flugeigenschaften. Diese lineare Abhängigkeit ist aber nur bis etwa 12 Grad Ruderwinkel gewährleistet. Oberhalb dieses Ruderwinkelbereiches nimmt die erforderliche Höhenruderwinkeländerung über der Höhenleitwerksanstellwinkeländerung so stark zu, dass im Übergangsbereich nicht mehr sauber gekreist werden kann. Nach äusseren Störungen oder durch den Piloten eingegebenen Störungen baut sich aufgrund der Übersteuerungstendenz eine Nickschwingung auf. In diesem Bereich ist es dann im Kreisflug nicht mehr möglich, die Fahrt entsprechend dem maximalen Auftriebsbeiwert auch nur annähernd zu erfliegen.

Am Beispiel einer modifizierten ASW-19, die einen maximalen Auftriebsbeiwert von 1,46 erfliegen kann, wurde der oben beschriebene Effekt bei einem Auftriebsbeiwert von 1,4 erläutert. Schlechte Kreisflugeigenschaften

vermindern die Steigleistung, die wiederum bei den in Europa ausnutzbaren Wetterlagen sehr stark in die Reisegeschwindigkeit eingeht.

Nach Abschätzung aller Vor- und Nachteile der unterschiedlichen Höhenleitwerksarten bleiben das Pendelleitwerk mit krafterzeugendem Flettner und

das gedämpfte Höhenleitwerk mit Flossentrimmung übrig, um die Flugeigenschaften und damit die Flugleistungen weiter zu verbessern.

G. Stich  
Institut für Flugmechanik,  
Braunschweig

Vortrag auf dem XVII. OSTIV-Kongress, Paderborn, Deutschland (1981)

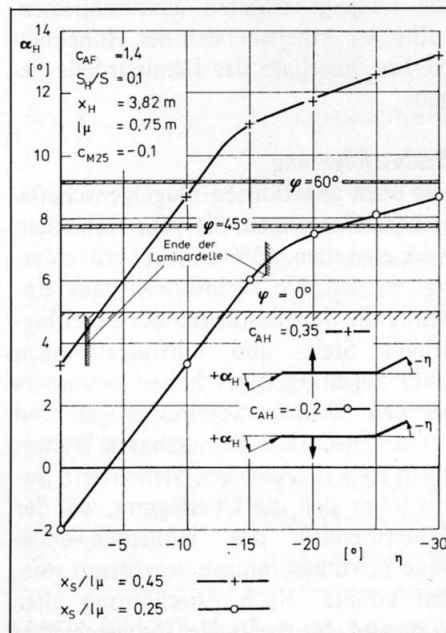


Bild 8: Höhenleitwerksanstellwinkel über Höhenruderwinkel.

#### LITERATUR

- 1 Schmaljohann, B. Einfluss der Leitwerksauslegung auf den Widerstand und Leitwerkswirksamkeit von Segelflugzeugen (Diplomarbeit).
- 2 Morelli, P. Static Stability and Control of Sailplanes.
- 3 Thomas, F. Grundlagen für den Entwurf von Segelflugzeugen.
- 4 Althaus, D. Stuttgarter Profilkatalog I. Messergebnisse aus dem Laminarwindkanal des Instituts für Aerodynamik und Gasdynamik der Universität Stuttgart 1962-1972.