

VTP Flugzeugstabilität

03.01.2021

Hinweis

Zur Überprüfung Ihrer Versuchsvorbereitung wird zu Beginn dieses VTPs ein Kurztest durchgeführt. Das Bestehen dieses Tests ist eine notwendige Voraussetzung zur Teilnahme an den Versuchen.

1. VTP Flugzeugstabilität

1.1 Aufgabenstellung

Anhand eines Windkanalmodells des Transportflugzeugs Transall C-160 soll im Rahmen einer Drei-Komponentenmessung der Beitrag des Höhenleitwerks zur statischen Längsstabilität bestimmt werden.

1.2 Messprogramm

Konfiguration	Anstellwinkelbereich	Messpunkte	Schiebewinkel	Staudruck
ohne Höhenleitwerk (oHLW)	$\alpha = 0 - 20^\circ$	$\Delta\alpha = 2^\circ$	$\beta = 0^\circ$	$q_\infty = 400 \text{ Pa}$
mit Höhenleitwerk I (HLW I)	$\alpha = 0 - 20^\circ$	$\Delta\alpha = 2^\circ$	$\beta = 0^\circ$	$q_\infty = 400 \text{ Pa}$
mit Höhenleitwerk II (HLW II)	wird aus Zeitgründen nicht gemessen			

Tab. 1.1 Messprogramm

1.3 Auswertung

- 1.3.1 Bestimmung der Strömungsgeschwindigkeit V_∞ in der Messstrecke sowie der Reynolds-Zahl Re_{μ} auf der Basis der aktuellen Tageswerte für p_∞ , T_∞ und φ .
- 1.3.2 Darstellung und Diskussion der Ergebnisse in folgenden Diagrammen: $C_A(\alpha)$, $C_A(C_W)$, $C_{mN25}(C_A)$.
- 1.3.3 Bestimmung der Neutralpunktrücklage $x_N - x_S$
- 1.3.4 Bestimmung des Stabilitätsmaßes σ für alle drei Konfigurationen
- 1.3.5 Darstellung des Verlaufs von $\partial C_{mN25} / \partial C_A$ über S_H / S in einem Diagramm
- 1.3.6 Bestimmung einer analytischen Polare
- 1.3.7 Bestimmung folgender Parameter und Darstellung in Diagrammform für die Flügel-Rumpf-Kombination (oHLW): $M_{FR}(\alpha)$, $C_{mFR}(\alpha)$, $C_{m\alpha FR}(\alpha)$
- 1.3.8 Bestimmung des Wirkungsfaktors des Höhenleitwerks für die Konfiguration HLW I und Vergleich mit den Näherungsverfahren nach Prandtl und Truckenbrodt

Diagramme sind in schwarz, gegebenenfalls mit unterschiedlichen Linienarten bzw. Symbolen auszuführen. Farbige Diagramme sind nicht zulässig. Hinweise zur Auswertung unter Punkt 4.3.

1.4 Annahmen

- An dem Höhenleitwerk treten keine Druckpunktschwankungen auf
- Der Rumpfbeitrag zur Längsstabilität kann vernachlässigt werden
- Schub und Widerstand liefern keinen Beitrag zum Moment
- Die Staudruckabminderung am Ort des Höhenleitwerks beträgt $q_H / q_\infty = 0,93$

2. Windkanalmodell

2.1 Modellbeschreibung

Bei dem Windkanalmodell handelt es sich um ein Ureol-Modell des Transportflugzeugs Transall C-160 im Maßstab 1:80, bestehend aus

- Rumpf
- Tragflächen
- Triebwerksgondeln
- Fahrwerksschächte
- Höhenleitwerke I und II
- Seitenleitwerk
- Seitenleitwerksverkleidung

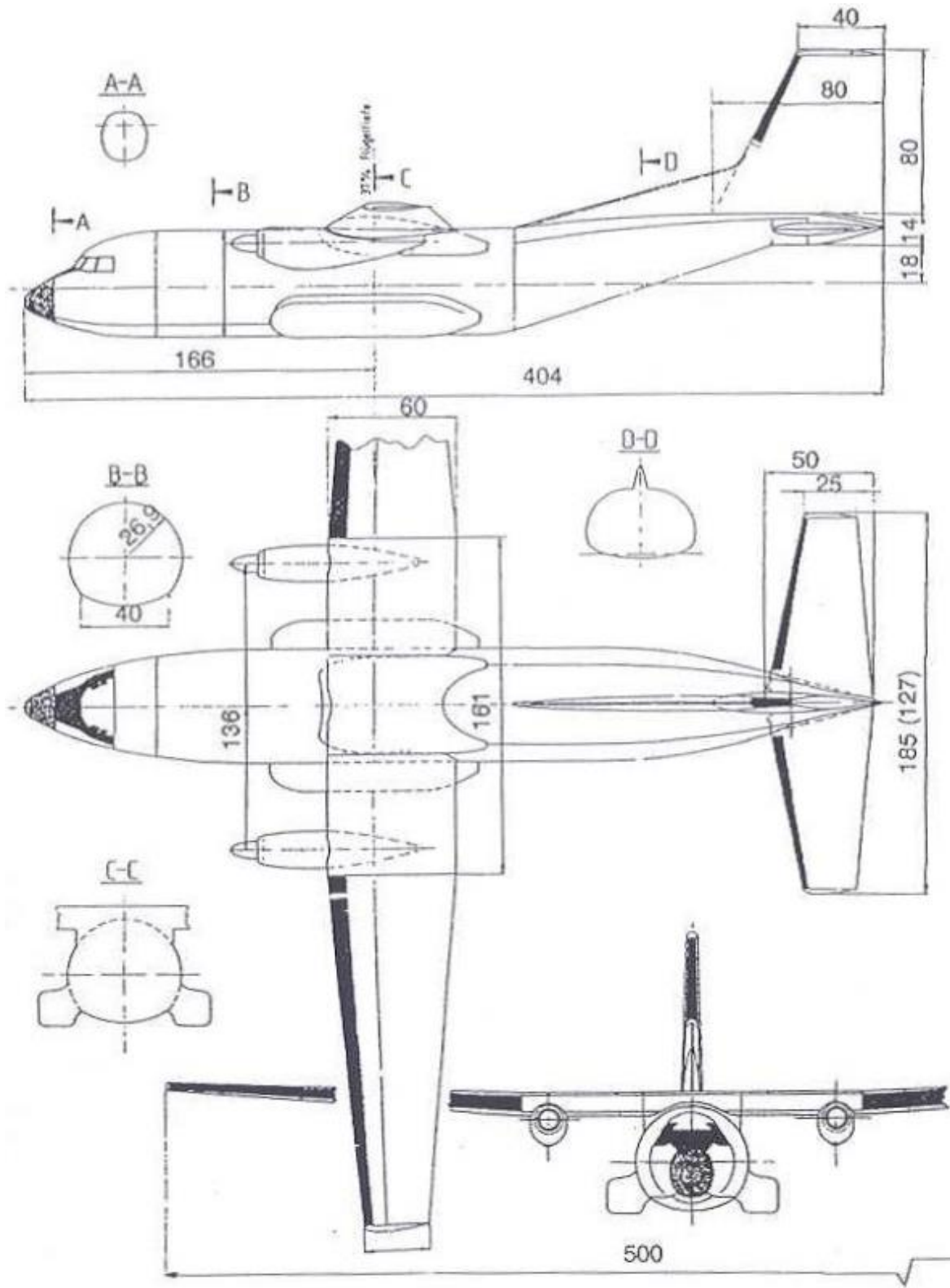
- Gesamtmasse: 680g
- Profil für Flügel, HLW und SLW: NACA 0018, keine Verwindung

2.2 Modellaufhängung

Das Modell wird in Rücklage über Drähte an der externen Drei-Komponentenwaage fixiert. Zur Stabilisierung während der Messung werden zusätzlich drei Gewichte über Drähte an dem Modell angebracht.

Beitrag der Modellaufhängung auf den Widerstand bei $q_\infty = 400 \text{ Pa}$: $W_{\text{Aufhängung}} = 0,644 \text{ N}$

2.3 Modellabmessungen



Modellmaßstab: $\lambda = 1:80$

Abb. 2.1 Modellabmessungen

2.4 Modelldaten

		Flügel	HLW I	HLW II	SLW	Rumpf
Profil		NACA 0018				
Flügelfläche	S_{ref}	0,025 m ²	0,00777 m ²	0,00362 m ²	0,00472 m ²	
Spannweite	b	0,5 m	0,185 m	0,127 m	0,16 m ²	
Streckung	Λ	10	4,4	4,46	1,36	
Flügelbezugstiefe	l_{μ}	0,0518 m	0,0435	0,0296		
Rücklage	x_E	0,0054 m				
Einstellwinkel	ε_F	0°	0°	0°		
Verwindung	ε_{AF}	0°				
Pfeilung 1/4-Linie	φ_{F25}	4,25°	6,89°	7,1°		
Flügelinnentiefe	l_i	0,06 m				
Zuspitzung	λ_F	0,5	0,5	0,5		
Geometrischer Neutralpunkt	x_{N25}	0,0183 m	0,0147 m	0,0101 m		
Länge	L					0,404 m
Durchmesser	d					0,05/0,052 m

Tab. 2.1: Modellgeometrie

3. Grundlagen

3.1 Längsbewegung

Auftrieb $A = C_A \cdot \bar{q} \cdot S_{\text{ref}}$

Widerstand $W = C_W \cdot \bar{q} \cdot S_{\text{ref}}$

Nickmoment $M = C_m \cdot \bar{q} \cdot S_{\text{ref}} \cdot l_{\mu}$

3.2 Statische Längsstabilität

Durch Auftragen des Beiwerts des Längsmoments $C_{m,N25}$ über C_A kann eine Aussage über die statische Längsstabilität getroffen werden.

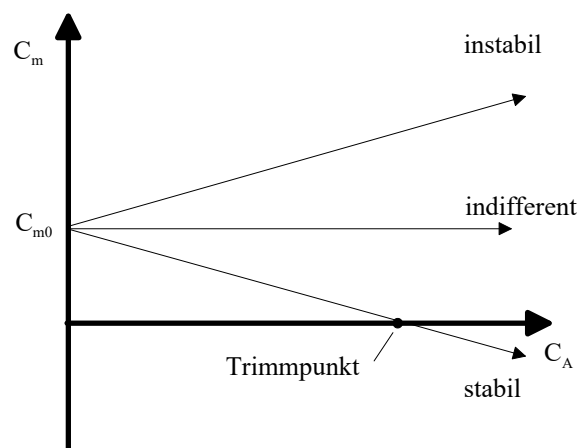


Abb. 3.1 Statische Längsstabilität

Allgemein gilt

$$C_m = C_{m,0} + \frac{\partial C_m}{\partial C_A} \cdot C_A$$

$\frac{\partial C_m}{\partial C_A} > 0$ *Instabiles Verhalten*, d.h. eine eingebrachte Störung wird verstärkt

$\frac{\partial C_m}{\partial C_A} = 0$ *Indifferentes Verhalten*, d.h. eine eingebrachte Störung wird weder verstärkt noch gedämpft

$\frac{\partial C_m}{\partial C_A} < 0$ *Stabiles Verhalten*, d.h. eine eingebrachte Störung wird gedämpft

Der Schnittpunkt der Kurve des Momentenbeiwerts mit der Auftriebsachse, also $C_m = 0$ wird als Trimpunkt bezeichnet, es stellt sich ein Momentengleichgewicht ein.

3.3 Stabilitätsmaß

Der Gradient $\partial C_m / \partial C_A$ wird als Stabilitätsmaß σ der Längsbewegung bezeichnet und entspricht dem Abstand zwischen Neutralpunkt und Schwerpunkt des Flugzeugs bezogen auf die Flügelbezugstiefe l_μ .

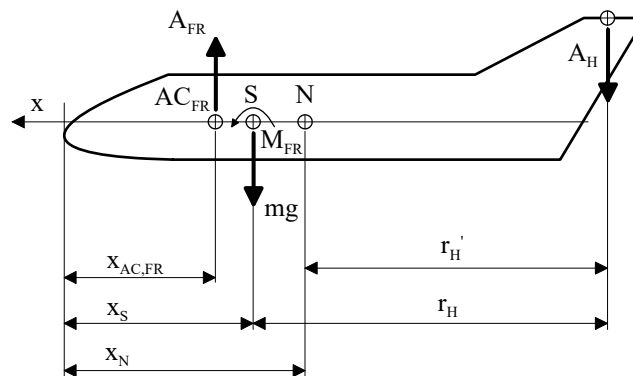


Abb. 3.2 Kräfteverteilung

$$\frac{\partial C_m}{\partial C_A} = \underbrace{\frac{x_S}{l_\mu} - \frac{x_N}{l_\mu}}_{\text{Gesamtflugzeug}} = \underbrace{\frac{x_S - x_{AC,FR}}{l_\mu}}_{\text{Flügel+Rumpf}} - \underbrace{\frac{\frac{C_{A\alpha,H}}{C_{A\alpha,FR}} \frac{q_H S_H}{q_\infty S} \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}\right)}{1 + \frac{C_{A\alpha,H}}{C_{A\alpha,FR}} \frac{q_H S_H}{q_\infty S} \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}\right)}}_{\text{Höhenleitwerk}} \cdot \frac{r_H}{l_\mu}$$

Wird der Rumpfbeitrag zur Längsstabilität vernachlässigt, so kann $C_{A\alpha,FR} = C_{A\alpha,F}$ gesetzt werden, wobei $C_{A\alpha,F}$ aus der Messung ohne Höhenleitwerk bestimmt wird.

Allgemein gilt

- $x_S < x_N$: Schwerpunkt liegt vor dem Neutralpunkt: Stabiles Verhalten
- $x_S = x_N$: Schwerpunkt liegt im Neutralpunkt: Indifferentes Verhalten
- $x_S > x_N$: Schwerpunkt liegt hinter dem Neutralpunkt: Instabiles Verhalten

3.4 Analytische Ersatzpolare

Aus dem Diagramm $C_w = C_{w,0}^* + k \cdot C_A^2$ sind die Werte für k und $C_{w,0}^*$ einer Ersatzpolaren zu bestimmen

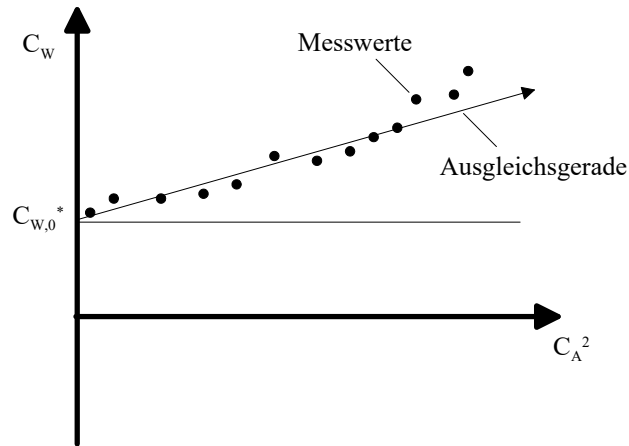


Abb. 3.3: Analytische Ersatzpolare

3.5 Wirkungsfaktor (Abwindfaktor) des Höhenleitwerks

Der Wirkungsfaktor $\partial\alpha_H/\partial\alpha$ liegt in der Regel zwischen 0 und 1 und beschreibt die Reduzierung der stabilisierenden Wirkung des Höhenleitwerks infolge des durch den Flügel induzierten Abwinds.

Liegt das HLW hinter dem Flügel gilt $\partial\alpha_H/\partial\alpha < 0$. Für Entenleitwerke gilt $\partial\alpha_H/\partial\alpha > 0$.

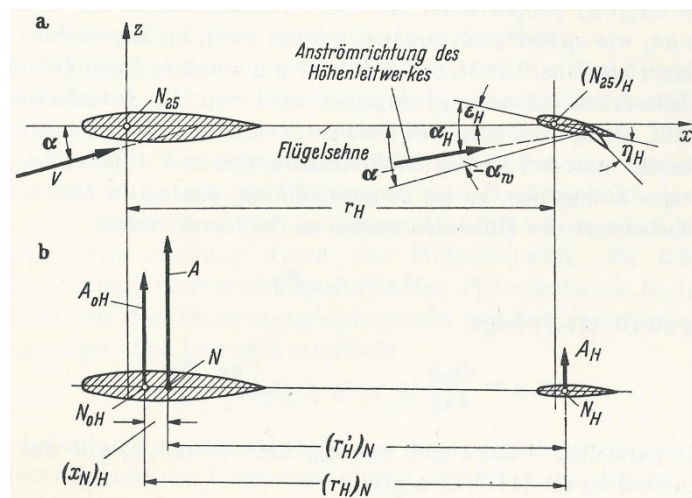


Abb. 3.4: Aerodynamik des Höhenleitwerks beim Geradeausflug

Schlichting/Truckenbrodt: *Aerodynamik des Flugzeuges, zweiter Band, 2. Aufl.*, Springer-Verlag Berlin, Heidelberg, New York 1969, p. 379

Beitrag des Höhenleitwerks bei nicht ausgeschlagenem Höhenruder

$$C_{m,H} = -\frac{\partial C_{A,H}}{\partial \alpha_H} \cdot (\alpha + \varepsilon_H + \alpha_W) \cdot \frac{q_H}{q_\infty} \cdot \frac{S_H}{S} \cdot \frac{r_H'}{l_\mu}$$

mit

r_H' Abstand des Neutralpunkts des Höhenleitwerks vom Momentenbezugspunkt

Anströmwinkel des Höhenleitwerks

$$\alpha_H = \alpha + \varepsilon_H + \alpha_W$$

mit

α_H Anströmwinkel am Höhenleitwerk

α Anströmwinkel der Flugzeuglängsachse

ε_H Einstellwinkel des Höhenleitwerks (hier: $\varepsilon_H = 0$)

$\alpha_W = w_i/V_\infty$ Durch Flügel und Rumpf induzierten Anstellwinkel am Höhenleitwerk

Änderung des Nickmoments infolge Änderung des Anstellwinkels

$$\frac{\partial C_{m,H}}{\partial \alpha} = -\frac{\partial C_{A,H}}{\partial \alpha_H} \cdot \left(1 + \frac{\partial \alpha_W}{\partial \alpha}\right) \cdot \frac{q_H}{q_\infty} \cdot \frac{S_H}{S} \cdot \frac{r_H'}{l_\mu}$$

Berechnung des Wirkungsfaktors des Höhenleitwerks

$$\frac{\partial \alpha_H}{\partial \alpha} = 1 + \frac{\partial \alpha_W}{\partial \alpha}$$

$$\frac{\partial \alpha_H}{\partial \alpha} = 1 + \frac{\partial \alpha_W}{\partial \alpha} = -\frac{\partial C_{m,H}}{\partial \alpha} \cdot \frac{\partial \alpha_H}{\partial C_{A,H}} \cdot \frac{q_\infty}{q_H} \cdot \frac{S}{S_H} \cdot \frac{l_\mu}{r_H'}$$

Näherung für $\partial C_{A,H}/\partial \alpha_H$ nach Truckenbrodt bei elliptischer Zirkulationsverteilung

$$\frac{\partial C_{A,H}}{\partial \alpha_H} = \frac{C_{A,\alpha' \infty H}}{1 + \frac{C_{A,\alpha' \infty H}}{\pi \cdot \Lambda_H}}$$

Der Auftriebsgradienten $C_{A,\alpha' \infty H}$ für das Profil des Höhenleitwerks (NACA 0018) ist für die vorliegende Reynoldszahl am Höhenleitwerk $Re_{l_\mu,H}$ mit Hilfe des Programms **XFOIL** bzw. **XFLR5** zu bestimmen.

3.6 Vergleich mit den Näherungsverfahren nach Prandtl und Truckenbrodt

Truckenbrodt

Nicht aufgerollte Wirbelfläche

$$\frac{\partial \alpha_H}{\partial \alpha} = 1 + \frac{\partial \alpha_W}{\partial \alpha} = \frac{\sqrt{\Lambda^2 + 4} - 2}{\sqrt{\Lambda^2 + 4} + 2}$$

Prandtl

$$\frac{\partial \alpha_H}{\partial \alpha} = 1 + \frac{\partial \alpha_W}{\partial \alpha} = \frac{\Lambda - 2}{\Lambda + 2}$$

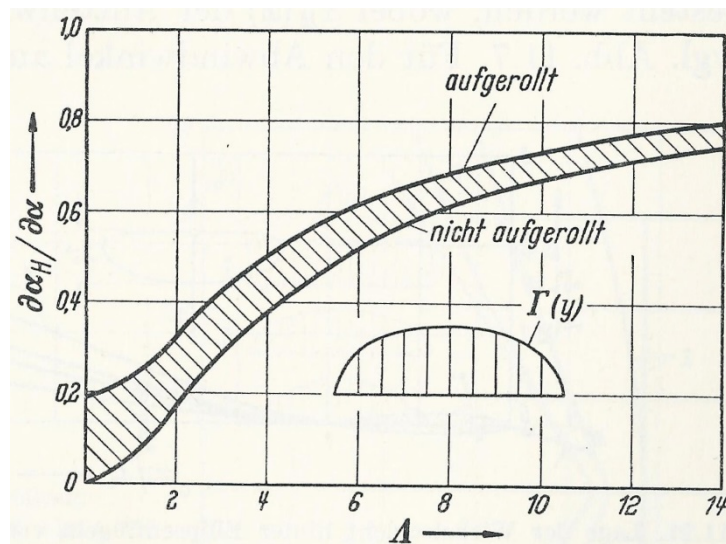


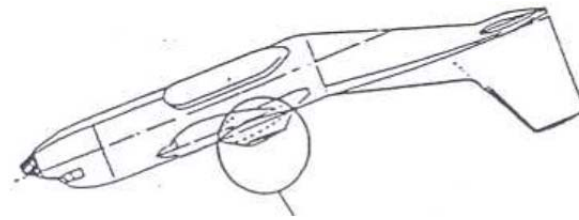
Abb. 3.5: Wirkungsfaktor des Höhenleitwerks in Abhängigkeit der Flügelstreckung

Schlichting/Truckenbrodt: *Aerodynamik des Flugzeuges*, zweiter Band, 2. Aufl., Springer-Verlag
Berlin, Heidelberg, New York 1969, p. 397

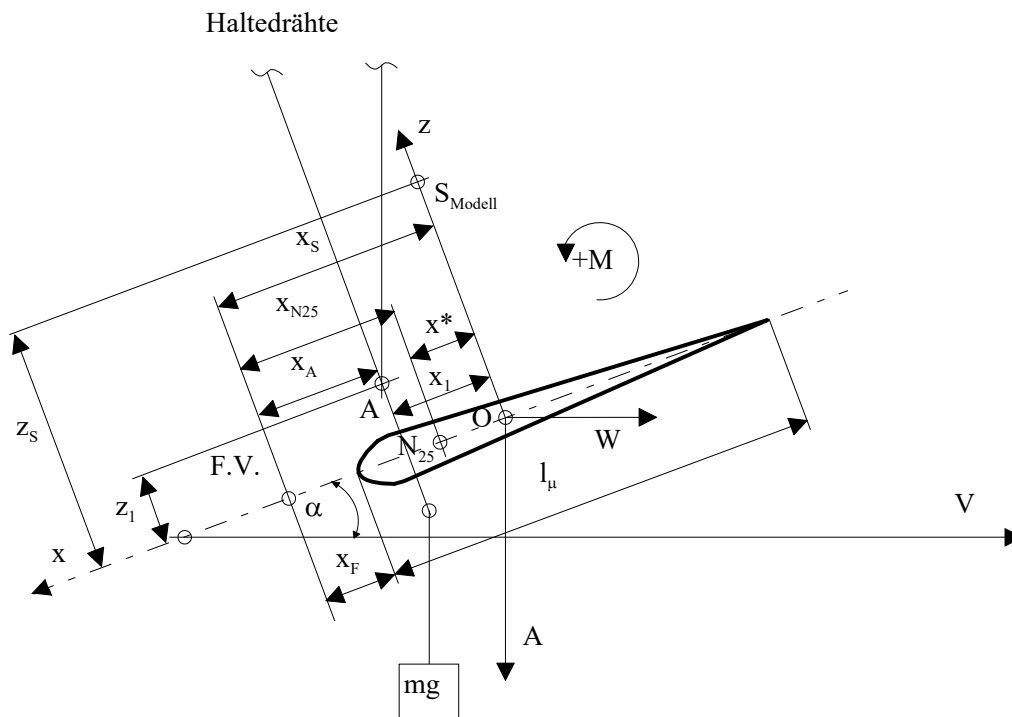
4. Versuchsdurchführung

4.1 Modellaufhängung

Lage des Modells in der Messtrecke



dargestellter Ausschnitt



S	Modellschwerpunkt	
A	Drehpunkt, vorderer Aufhängepunkt	
F.V.	Flügelvorderkante	
O	Koordinatenursprung	
l_μ	Flügelbezugstiefe	51,8 mm
x_F		5,4 mm
x^*	$= x_S - x_{N25}$	
x_A		15 mm
x_{N25}		18,3 mm
z_1		5,4 mm
x_{S1}	Schwerpunktkoordinate HLW I	48,6 mm
x_{S2}	Schwerpunktkoordinate HLW II	43,2 mm
x_{S0}	Schwerpunktkoordinate ohne HLW	42,7 mm
$r_{HN,1}$	Leitwerkshebelarm HLW I	201 mm
$r_{HN,2}$	Leitwerkshebelarm HLW II	207 mm

4.2 Hinweise zur Messung

- Aufgrund der geringen Geschwindigkeiten werden alle Messungen mit einem Turbulenzgitter im Austrittsquerschnitt der Düse durchgeführt um einen unterkritischen Strömungszustand am Windkanalmodell zu vermeiden.
- Mit zunehmendem Anstellwinkel erhöht sich die Versperrung in der Messstrecke. Der dadurch abnehmende Staudruck ist entsprechend nachzuregeln und bei einem Wert von $q_\infty = 400 \text{ Pa}$ konstant zu halten.
- Die Ergebnisse der Waage sind von [kp] und [kpcm] in [N] und [Nm] umzurechnen

4.3 Hinweise zur Versuchsauswertung

4.3.1 Anstellwinkel

Für die Rumpfbezugsebene (RBE), die Flügelbezugsebene (FBE) und die Kanalbezugsebene (KBE) = geometrische Kanalachse gilt

$$\alpha_{\text{RBE}} = \alpha_{\text{FBE}} = \alpha_{\text{KBE}}$$

geometrischer Anstellwinkel

$$\alpha_g = \alpha_{\text{RBE}} - \Delta\alpha$$

Abweichung der Strömung in x -Richtung von der Kanalachse, mit $A_{\text{Düse}} = 0,63 \text{ m}^2$

$$\Delta\alpha = \frac{C_A \cdot S}{8 \cdot A_{\text{Düse}}}$$

4.3.2 Auftriebs-, Widerstands- und Momentenbeiwerte

Auftriebsbeiwert

$$C_A = \frac{A_{\text{Mess}}}{q_\infty \cdot S}$$

Widerstandsbeiwert

$$C_W = C_{W,\text{Mess}} - \Delta C_W$$

mit

$$\Delta C_W = \frac{C_A^2 \cdot S}{8 \cdot A_{\text{Düse}}}$$

und

$$C_{W,\text{Mess}} = \frac{W_{\text{Mess}} - W_{\text{Aufhängung}}}{q_\infty \cdot S}$$

mit $W_{\text{Aufhängung}} = 0,644 \text{ N}$

Momentenbeiwert $C_{m,N25}$

$$X = A \cdot \sin\alpha_g - W \cdot \cos\alpha_g$$

$$Z = -A \cdot \cos\alpha_g - W \cdot \sin\alpha_g$$

Momentengleichgewicht um Punkt A

$$M_A = M_O + Z \cdot x_1 - X \cdot z_1$$

$$M_O = M_A - Z \cdot x_1 + X \cdot z_1$$

mit

$$M_A = M_{A,\text{Mess}} - M_{\text{stat.}}$$

$M_{\text{stat.}}$ = statisches Moment ohne Windlast

$$M_{N25} = M_O + x^* \cdot Z$$

$$C_{m,N25} = \frac{M_{N25}}{q_\infty \cdot S \cdot l_\mu}$$

4.3.3 Neutralpunktlage $x_N - x_S$ und Stabilitätsmaß σ

Der Gradient $\partial C_m / \partial C_A$ wird als Stabilitätsmaß σ bezeichnet und lässt sich direkt aus der Steigung der linearisierten Kurve $C_{mN25}(C_A)$ (Punkt 1.3.2) ablesen, das heißt

$$\frac{\partial C_{mN25}}{\partial C_A} = \sigma$$

Die Neutralpunktlage $x_N - x_S$ ist nicht mit der *geometrischen* Neutralpunkt (Tab. 2.1) sondern mit dem *aerodynamischen* Neutralpunkt zu bestimmen. Die dimensionslose Neutralpunktlage entspricht dem negativen Stabilitätsmaß σ , das heißt

$$\sigma = \frac{\partial C_{mN25}}{\partial C_A} = - \left(\frac{x_S - x_N}{l_\mu} \right)$$

also

$$x_N - x_S = -l_\mu \cdot \sigma$$

Allgemein sind bei der Berechnung der Gradienten nur die Messwerte zu verwenden, bei denen das Verhalten noch im linearen Bereich liegt. In diesem Fall wird die Grenze des linearen Auftriebs bei einem Anstellwinkel von ungefähr 12° erreicht.

4.3.4 Darstellung des Verlaufs von $\partial C_{mN25}/\partial C_A$ über S_H/S in einem Diagramm

Da nur zwei Konfigurationen vermessen wurden besteht diese Kurve lediglich aus einer Gerade, die durch zwei Punkte beschrieben wird. An dem Schnittpunkt der Geraden mit der x -Achse (S_H/S) lässt sich die Mindestgröße des Höhenleitwerks ablesen, ab dem statische Stabilität eintritt.

4.3.5 Berechnung des Wirkungsfaktors des Höhenleitwerks $\partial \alpha_H/\partial \alpha$

$$\frac{\partial \alpha_H}{\partial \alpha} = - \underbrace{\frac{\partial C_{m,H}}{\partial \alpha}}_{(1)} \cdot \underbrace{\frac{\partial \alpha_H}{\partial C_{A,H}}}_{(2)} \cdot \underbrace{\frac{q_\infty \cdot S}{q_H \cdot S_H} \cdot \frac{l_\mu}{r_H'}}_{(3)}$$

(1)

Der Beitrag des Höhenleitwerks zum Nickmoment in Abhängigkeit von dem Anstellwinkel $\partial C_{m,H}/\partial \alpha$ lässt sich aus der Differenz der unter Punkt 1.3.2 und 1.3.7 bestimmten Verläufe des Nickmoments für das Gesamtflugzeug mit HLW und für das Flugzeug ohne HLW bestimmen.

(2)

Der Kehrwert des Gradienten $\partial \alpha_H/\partial C_{A,H}$ lässt sich entsprechend der Näherung nach Truckenbrodt bei elliptischer Zirkulationsverteilung berechnen.

$$\frac{\partial C_{A,H}}{\partial \alpha_H} = \frac{C_{A,\alpha' \infty H}}{1 + \frac{C_{A,\alpha' \infty H}}{\pi \cdot \Lambda_H}}$$

Dazu muss vorher der Auftriebsgradienten $C_{A,\alpha' \infty H} = (\partial C_A/\partial \alpha)_{NACA0018}$ für das Profil des Höhenleitwerks (NACA 0018) für die am Profil des Höhenleitwerks vorliegende Reynoldszahl $Re_{l_{\mu,H}}$ mit Hilfe des Programms **XFOIL** bzw. **XFLR5** bestimmt werden.

(3)

Diese Größen können der Angabe entnommen werden.

	HLW I				HLW II				ohne HLW			
α_g [grad]	M_{stat} [kpcm]	M_{Mess} [kpcm]	A_{Mess} [kp]	W_{Mess} [kp]	M_{stat} [kpcm]	M_{Mess} [kpcm]	A_{Mess} [kp]	W_{Mess} [kp]	M_{stat} [kpcm]	M_{Mess} [kpcm]	A_{Mess} [kp]	W_{Mess} [kp]
0												
2												
4												
6												
8												
10												
12												
14												
16												
18												
20												

Tab. 4.1: Messprotokoll 1

	HLW I				HLW II				ohne HLW			
α_g [grad]	M_{stat} [Nm]	M_{Mess} [Nm]	A_{Mess} [N]	W_{Mess} [N]	M_{stat} [Nm]	M_{Mess} [Nm]	A_{Mess} [N]	W_{Mess} [N]	M_{stat} [Nm]	M_{Mess} [Nm]	A_{Mess} [N]	W_{Mess} [N]
0												
2												
4												
6												
8												
10												
12												
14												
16												
18												
20												

Tab. 4.2: Messprotokoll 2