

VTP Flugzeugstabilität

21.01.2018

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)	$\alpha = 0 - 20^\circ$	$\Delta\alpha = 2^\circ$	$\beta = 0^\circ$	$q_\infty = 400 \text{ Pa}$

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 ρ .
- 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 $\frac{\partial C_{mN25}}{\partial C_A}$ über $\frac{S_H}{S}$ 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 der Wirkungsfaktoren für HLW I und HLW II 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.

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

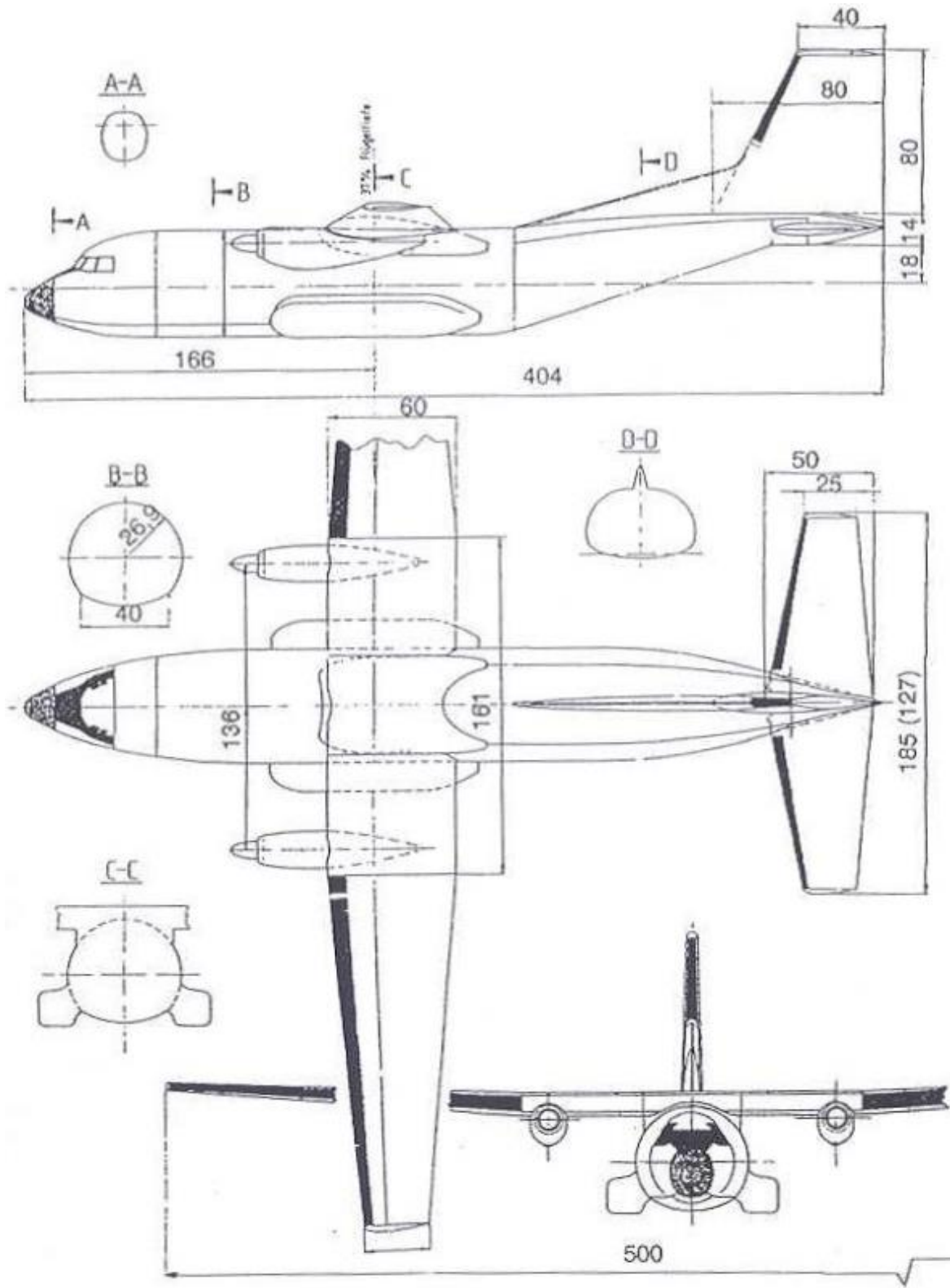
- Gesamtmasse: 680g
- Profil für Flügel, HLW und SLW: NACA 0018, keine Verwindung

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		
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. Auswertung

3.1 Längsbewegung

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

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

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

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.

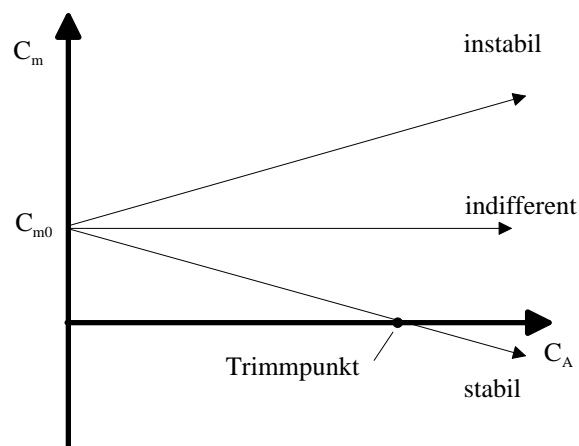


Abb. 3.1 Statische Längsstabilität

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 .

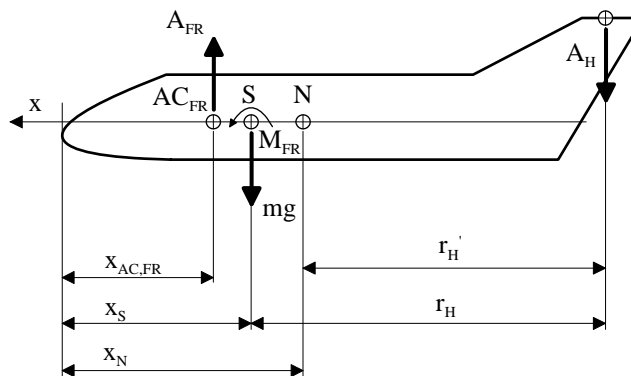


Abb. 3.2 Kräfteverteilung

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

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

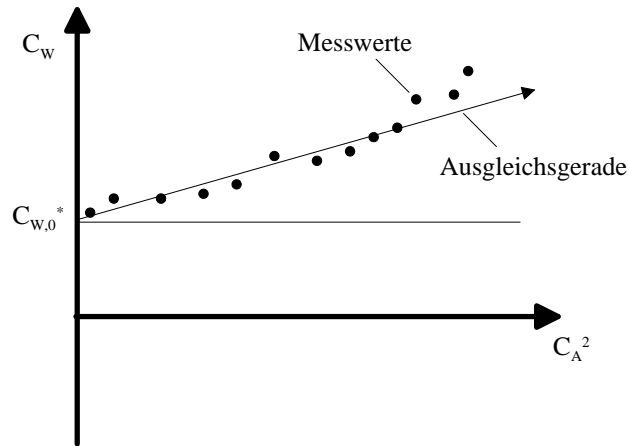


Abb. 3.3: Analytische Ersatzpolare

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 $\partial\alpha_H/\partial\alpha > 0$.

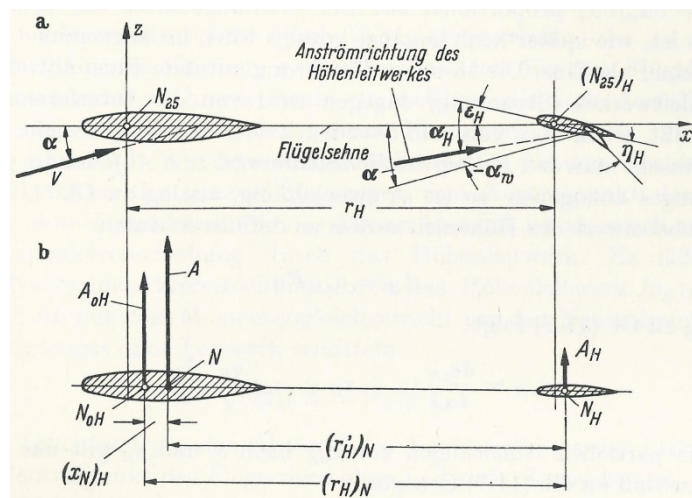


Abb. 3.4: Aerodynamik des Höhenleitwerks beim Geradeausflug

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

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

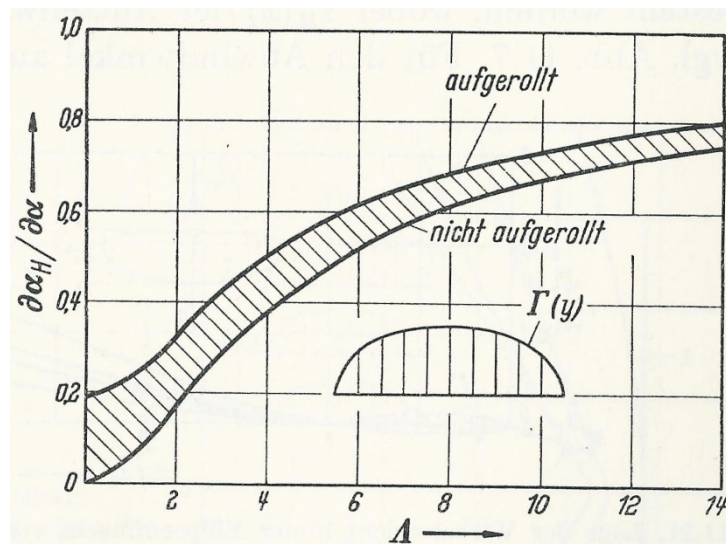


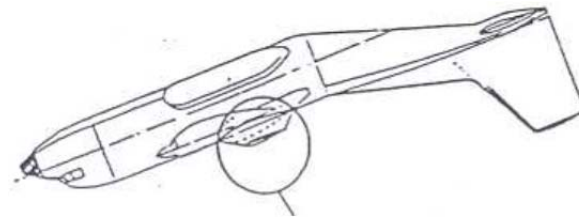
Abb. 3.5: Wirkungsfaktor des Höhenleitwerks in Abhängigkeit der Flügelstreckung

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

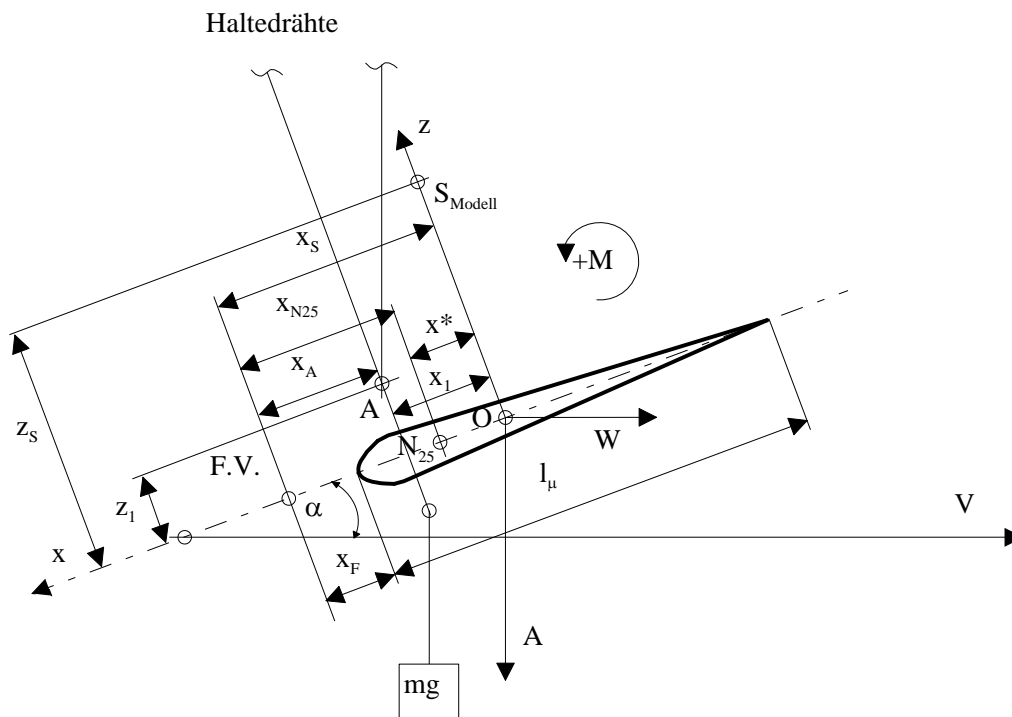
4. Versuchsdurchführung

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 k_p und k_{pcm} in N und Nm umzurechnen

4.3 Auswertung

4.3.1 Anstellwinkel

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

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

geometrischer Anstellwinkel

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

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

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

Auftriebsbeiwert

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

Widerstandsbeiwert

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

mit

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

und

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

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

4.3.2 Bestimmung von $C_{m,N25}$

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

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

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

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

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

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

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

	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