

Meßprotokoll	Untersuchung eines Tragflügels	Gruppe :
Laborblatt	im Windkanal	Datum : 09.05.2005

Meßwerte

Versuchskonstanten :

$p_{\text{atm}} = 1001$ mbar	$d_{\text{Dr}} = 0,5$ mm	$l = 100$ mm
$f_r = 39$ %	$l_{\text{Dr}} = 3750$ mm	$b = 500$ mm
$t_R = 24$ °C		

Bez.	α	t_D	Δp Ringleitung	F_s/g	F_w/g	M/g	$\Delta M/g$
Dim.	°	°C	mmWS	kg	kg	kgm	kgm
1	-18	23	138,7	-0,54	1,432	-0,132	
2	-16	24	138,0	-0,13	1,248	-0,088	
3	-14	25	137,5	0,26	1,087	-0,050	
4	-12	26	137,5	0,31	0,936	-0,017	
5	-10	26	137,3	0,17	0,638	0,015	
6	-8	27	137,0	0,60	0,388	0,068	
7	-6	28	136,8	1,47	0,388	0,095	
8	-4	28	136,3	2,40	0,420	0,121	
9	-2	29	136,0	3,23	0,472	0,144	
10	0	29	135,3	4,12	0,550	0,168	
11	2	30	134,5	4,97	0,628	0,189	
12	4	30	133,7	5,86	0,742	0,20	
13	6	31	132,6	6,63	0,878	0,212	
14	8	32	131,7	7,31	1,024	0,223	
15	10	32	131,0	8,00	1,172	0,231	
16	12	32	129,7	8,62	1,326	0,237	
17	14	32	129,0	9,17	1,500	0,240	
18	16	33	128,0	9,61	1,678	0,242	
19	18	33	127,5	9,99	1,868	0,240	
20	20	33	126,7	10,22	2,068	0,237	
21	22	34	126,5	10,28	2,357	0,234	
22	24	34	126,5	10,01	2,631	0,230	
23	26	34	126,5	9,50	2,824	0,212	
24	28						

Versuchsreihe 18 bei einem Anstellwinkel von $\alpha = 16^\circ$

Versuchsbedingungen:

$$p_0 = p_{\text{atm}} = 1001 \text{ mbar} = 1001 \text{ hPa} = 100100 \text{ Pa}$$

$$f_r = 39\% \rightarrow \varphi = 0,39$$

$$t_R = 24^\circ\text{C}$$

$$\Delta p_R = 1255,25 \text{ Pa}$$

$$t_D = 33^\circ\text{C} = 306 \text{ K}$$

Berechnung der Dichte der Luft (im Freistrah)

→ Dichte der trockenen Luft

$$\rho_{\text{Ltr}} = \frac{p_0}{R_i \cdot T} = \frac{100100 \text{ Pa}}{287,2 \frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}} \cdot 306 \text{ K}} = 1,139 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

→ Dichte der feuchten Luft:

$$\rho_{\text{Lf}} = \rho_{\text{Ltr}} \left(1 - 0,377 \cdot 0,39 \cdot \frac{50,31 \text{ mbar}}{1001 \text{ mbar}} \right) = 1,1306 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

$$t_D = 33^\circ\text{C} \rightarrow p_D = 50,31 \text{ mbar}$$

→ aus W. Bull / Technische Strömungslehre
Tafel 9

Berechnung der Dichte der Luft vor der Düse (Ringleitungsebene)

$$\text{mit } p = p_0 + \Delta p_R = 101355,25 \text{ Pa}$$

$$\rho_{\text{LR}} = \frac{p}{R \cdot T} \left(1 - 0,377 \cdot 0,39 \cdot \frac{50,31 \text{ mbar}}{1013,553 \text{ mbar}} \right)$$

$$\rho_{\text{LR}} = \frac{101355,25 \text{ Pa}}{287,2 \frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}} \cdot 306 \text{ K}} \left(1 - 0,377 \cdot 0,39 \cdot \frac{50,31 \text{ mbar}}{1013,553 \text{ mbar}} \right)$$

$$\rho_{\text{LR}} = 1,1449 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

• Strömungsgeschwindigkeit des Freistrahls:

$$v = \left(\frac{Y_R}{0,5236} \right)^{\frac{1}{1,9882}}$$

→ mit der spez. Druckenergie

$$Y_R = \frac{1 P_R}{\rho_{L12}} = \frac{1255,25 \text{ Pa}}{1,1449 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}} = \frac{1255,25 \frac{\text{N}}{\text{m}^2}}{1,1449 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}}$$

$$Y_R = 1096,405 \frac{\text{N} \cdot \text{m}}{\text{kg}}$$

$$v = \left(\frac{1096,405 \frac{\text{N} \cdot \text{m}}{\text{kg}}}{0,5236} \right)^{\frac{1}{1,9882}}$$

$$\underline{v = 46,81 \frac{\text{m}}{\text{s}}}$$

• Flügelfläche A:

$$A = l \cdot b = 100 \text{ mm} \cdot 500 \text{ mm} = 50\,000 \text{ mm}^2$$

$$\underline{A = 0,05 \text{ m}^2}$$

• Berechnung des Widerstandsbeiwertes c_w :

$$c_w = \frac{2 \cdot F_w'}{v^2 \cdot \rho_L \cdot A}$$

mit $F_w' = F_w - F_{wDr}$

$$F_{wDr} = \frac{v^2}{2} \cdot \rho_L \cdot A_{Dr} \cdot c_{wDr}$$

$$\hookrightarrow A_{Dr} = d_{Dr} \cdot l = 0,5 \text{ mm} \cdot 3750 \text{ mm}$$

$$A_{Dr} = 1,875 \cdot 10^{-3} \text{ m}^2$$

$$c_{wDr} = ?$$

Berechnung des Widerstandsbeiwertes (Draht) c_{wDr} :

$$Re = \frac{v \cdot d_{Dr}}{\nu_L}$$

$$\rightarrow \text{mit } \nu_L = \frac{\eta_L}{\rho_L}$$

$$\eta_L = \left(\frac{273,15 + t}{273,15} \right)^a \cdot \eta_0 \quad a = 0,76$$

$$\eta_0 = 1,72 \cdot 10^{-5} \text{ Pa s}$$

$$\eta_L = \left(\frac{306 \text{ K}}{273,15 \text{ K}} \right)^{0,76} \cdot 1,72 \cdot 10^{-5} \text{ Pa s}$$

$$\eta_L = 1,875 \cdot 10^{-5} \text{ Pa s}$$

$$\nu_L = \frac{1,875 \cdot 10^{-5} \text{ Pa s}}{1,1306 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}} = 1,6584 \cdot 10^{-5} \text{ Pa s}$$

$$Re = \frac{46,81 \frac{\text{m}}{\text{s}} \cdot 0,0005 \text{ m}}{1,6584 \cdot 10^{-5} \text{ Pa s}} = 1411,29$$

$$\rightarrow \text{Skript} \rightarrow \underline{c_{wDr} = 0,9}$$

$$F_{wDr} = \frac{\left(46,81 \frac{\text{m}}{\text{s}} \right)^2}{2} \cdot 1,1306 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \cdot 1,875 \cdot 10^{-3} \text{ m}^3 \cdot 0,9$$

$$F_{wDr} = 2,0903 \text{ N}$$

$$\rightarrow F_w' = 1,678 \text{ kg} \cdot 9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2} - 2,0903 \text{ N}$$

$$F_w' = 14,371 \text{ N}$$

$$c_w = \frac{2 \cdot 14,371 \text{ N}}{\left(46,81 \frac{\text{m}}{\text{s}} \right)^2 \cdot 1,1306 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \cdot 0,05 \text{ m}^2}$$

$$\underline{c_w = 0,232}$$

• Berechnung des Auftriebsbeiwertes C_A :

$$C_A = \frac{2 \cdot F_A}{v^2 \cdot S_L \cdot A} = \frac{2 \cdot 9,61 \text{ kg} \cdot 9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}}{(46,81 \frac{\text{m}}{\text{s}})^2 \cdot 1,1306 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \cdot 0,05 \text{ m}^2}$$

$$C_A = 1,522$$

• Berechnung des Normalbeiwertes C_N :

$$C_N = C_A \cdot \cos \alpha + C_W \cdot \sin \alpha$$

$$= 1,522 \cdot \cos 16^\circ + 0,232 \cdot \sin 16^\circ$$

$$= 1,527$$

• Berechnung des Momentenbeiwertes C_M :

$$C_M = \frac{2 \cdot M'}{l \cdot v^2 \cdot S_L \cdot A} = \frac{2 \cdot (0,242 \text{ kg} \cdot \text{m} \cdot 9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2} - 0,059 \text{ Nm})}{0,1 \text{ m} \cdot (46,81 \frac{\text{m}}{\text{s}})^2 \cdot 1,1306 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \cdot 0,05 \text{ m}^2}$$

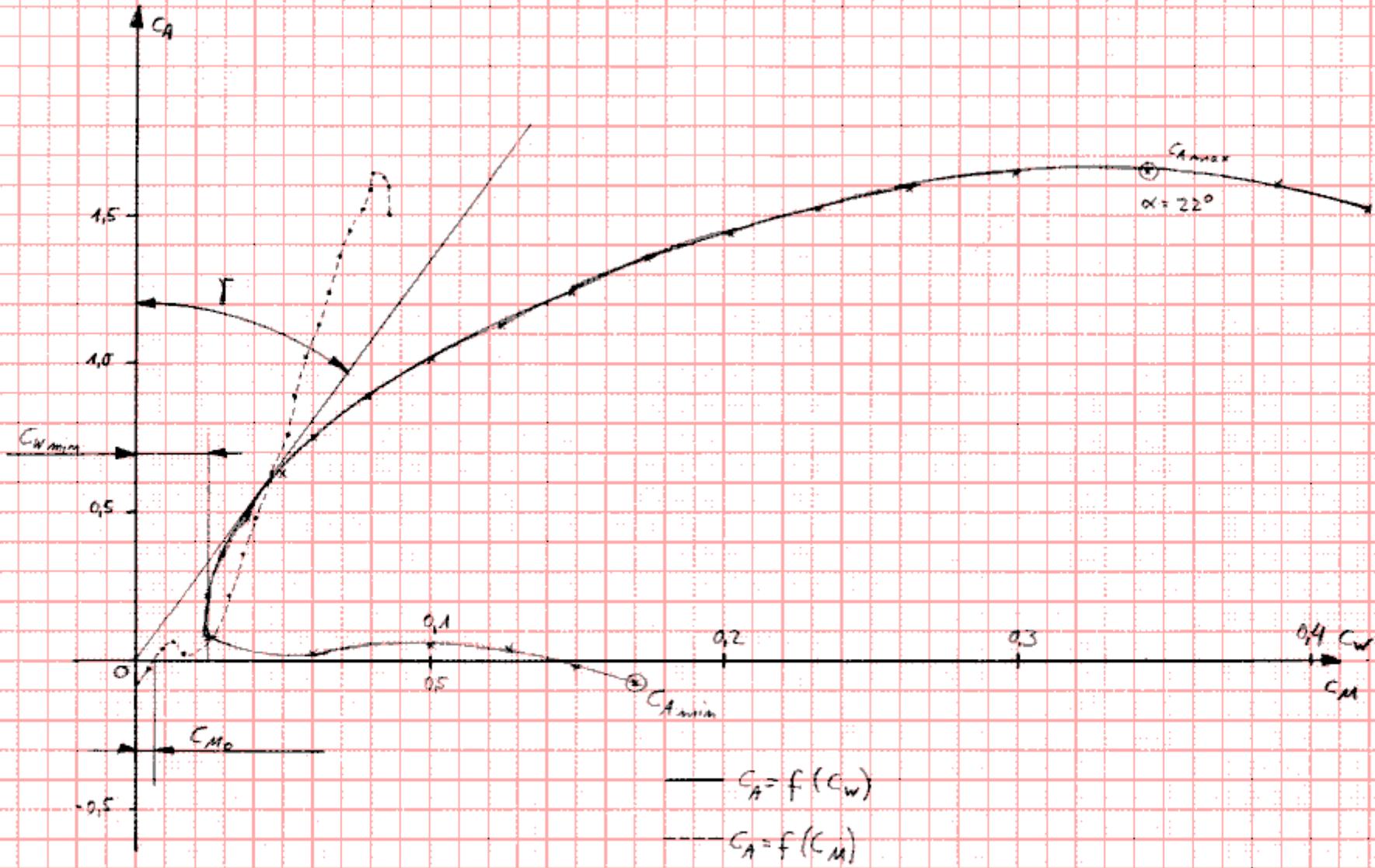
$$C_M = 0,3738$$

• Entfernung des Druckpunktes D von der Profilsare N:

$$s = l \cdot \frac{C_M}{C_N} = 0,1 \text{ m} \cdot \frac{0,3738}{1,527}$$

$$s = 24,48 \text{ mm}$$

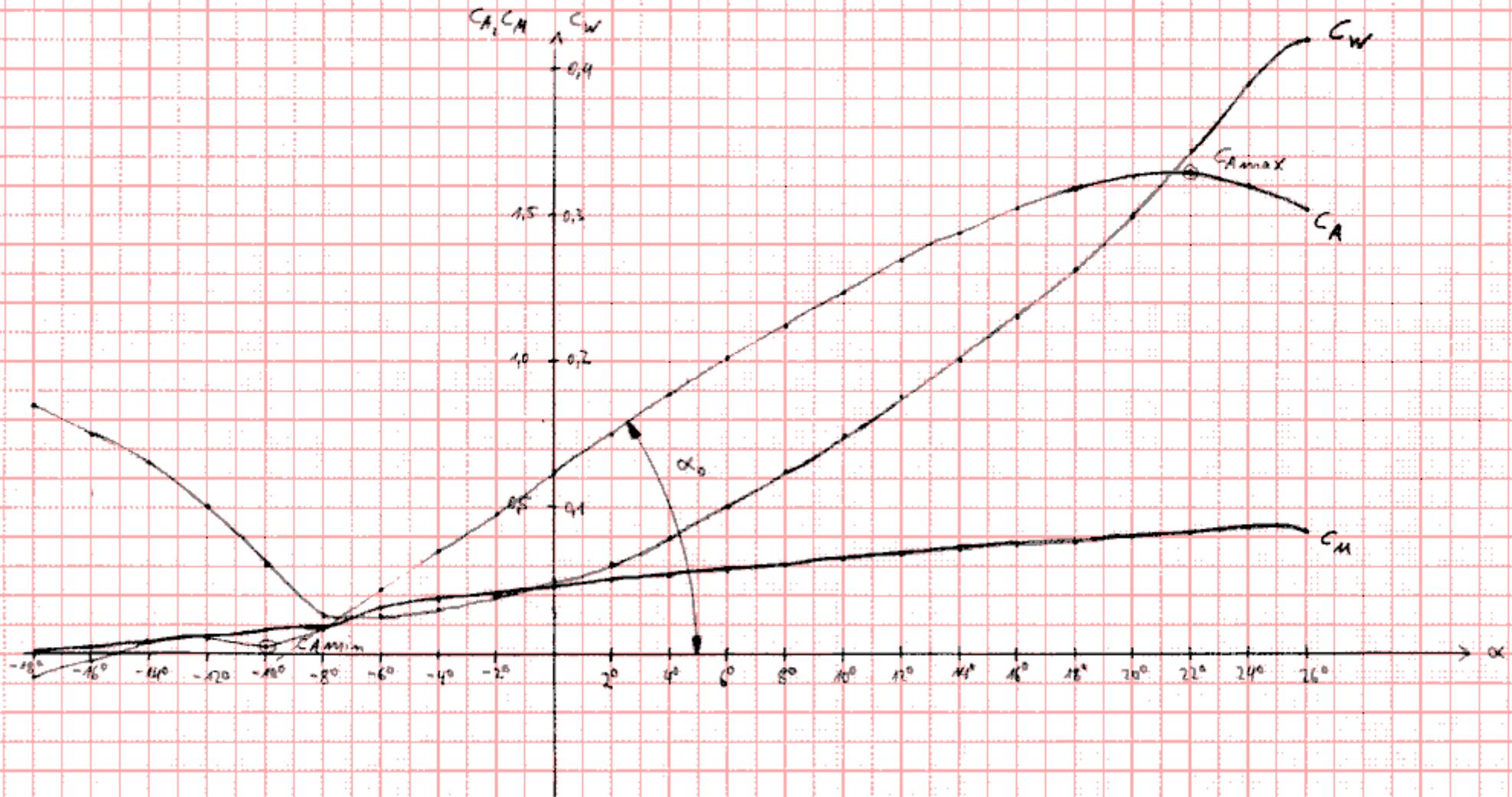
Lilienthalsches Polardiagramm



Seite wichtig ablesen.

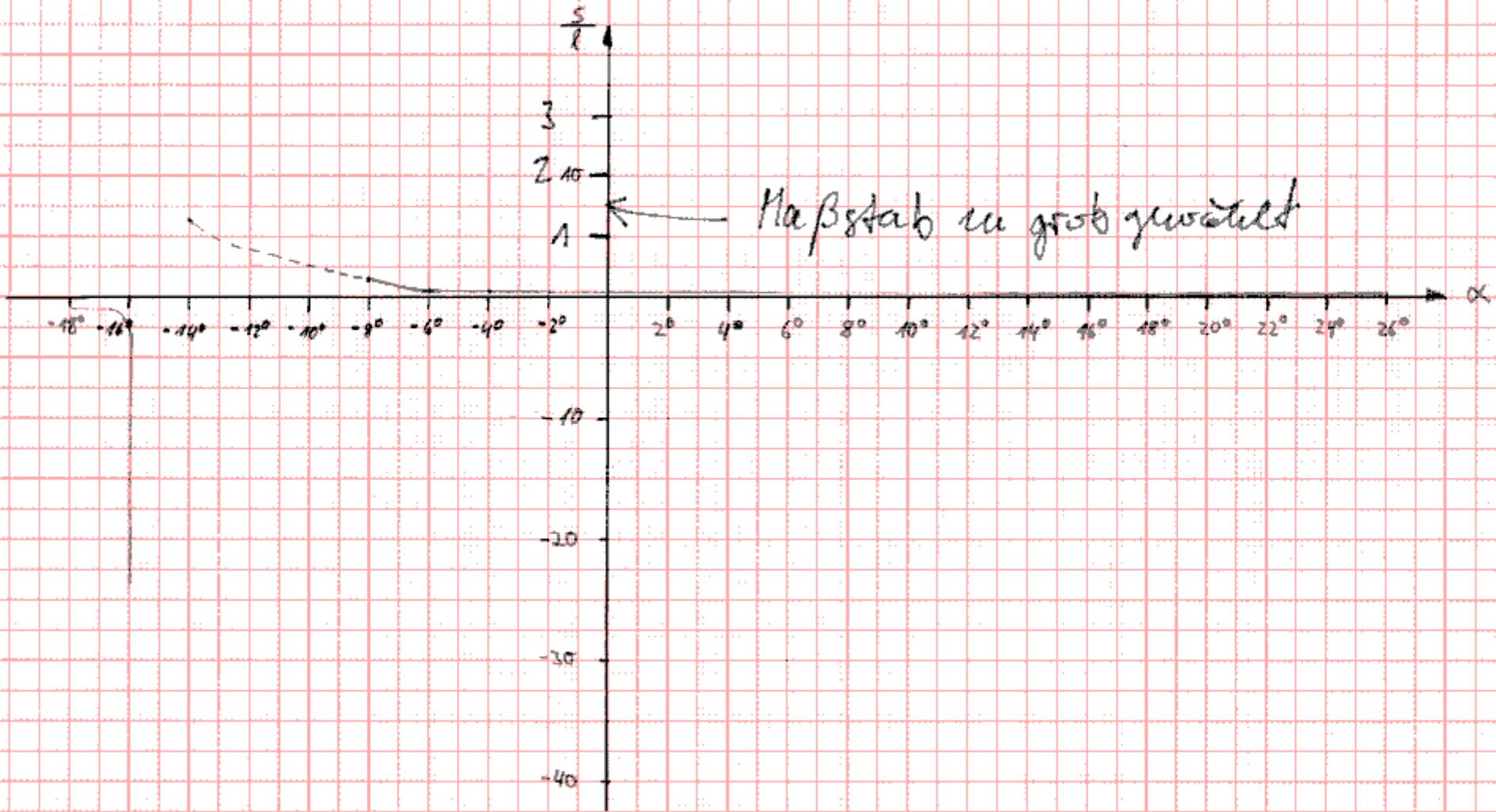
H. Liu
31.5.2005

Aufgelöstes Polar diagramm



H. Kim 31.5.2005

Druckpunktlage



Diskussion:

Auswertung der Diagramme:

Im Lilienthalschen Polardiagramm (Diagramm 1) wird die Polare des Tragflügels eingezeichnet und es können folgende markante Punkte abgelesen werden:

- Der positive kritische Anstellwinkel gibt den größten möglichen Winkel, der angestellt werden kann bevor sich die Strömung auf der Saugseite des Tragflügels ablöst. Bei unserer Messung lag dieser Winkel bei 22° bei dem positiven Höchstauftriebswert von $c_{A \max} = 1,647$. Bei diesem Anstellwinkel erhält man den größten möglichen Auftrieb.
- Auf der Unterseite des Diagramms kann der negative kritische Anstellwinkel ermittelt werden, welcher den größten möglichen Anstellwinkel in negative Richtung angibt, bevor sich die Strömung an der Druckseite ablöst. Bei unserem Versuch ergab sich dieser bei einem negativen Höchstauftriebswert von $c_{A \min} = 0,061$ als $\alpha = -10^\circ$.
- Ebenso lässt sich der Anstellwinkel mit dem kleinsten Widerstandsbeiwert ermitteln. Dieser findet sich an dem Punkt in dem man eine vertikale Tangente an die Polare anlegt. In unserem Versuch ergibt sich daraus ein minimaler Widerstandsbeiwert ($c_{w \min}$) von 0,024 bei einem Anstellwinkel von -8° . An dieser Stelle liegt auch der optimale Auftriebsbeiwert (hier: $c_{A \text{opt}} = 0,089$) vor, welcher beispielsweise beim Schnellflug von Flugzeugen eine bedeutende Rolle spielt.
- Ebenfalls lässt sich der Momentenbeiwert (c_M) aus dem Diagramm ablesen, aus dem Rückschluss über den Kraftangriffspunkt am Tragflügel gezogen werden kann. Markanter Punkt: $c_{M0} = 0,034$ bei $c_A = 0$. An dieser Stelle herrscht kein Auftrieb.
- Außerdem lässt sich der Gleitwinkel, der Aussage über die Gleiteigenschaften zulässt, ablesen, aus dem die Gleitzahl (ϵ) zu jedem Anstellwinkel errechnet werden kann. (Siehe Seite 2)
- Des weitern kann durch ein zeichnerisches Verfahren die Druckpunktlage (s/l) bestimmt werden.

Das aufgelöste Polardiagramm (Diagramm 2) liefert fast alle Werte, wie das Lilienthalsche Polardiagramm. Hier ergibt sich allerdings der Vorteil, dass die Anstellwinkel zu den geforderten Beiwerten direkt abgelesen werden können.

Bei unseren Versuchen können wir aus dem Diagramm folgende wichtige Werte ablesen:

$$\begin{array}{ll} c_{A \max} = 1,647 & \text{bei } \alpha = 22^\circ \\ c_{A \min} = 0,061 & \text{bei } \alpha = -10^\circ \end{array}$$

Außerdem kann im aufgelösten Polardiagramm der Nullanstellwinkel abgelesen werden bei dem sich ein Auftriebsbeiwert von $c_A = 0$ ergibt:

$$\rightarrow \alpha_0 \approx 33^\circ$$

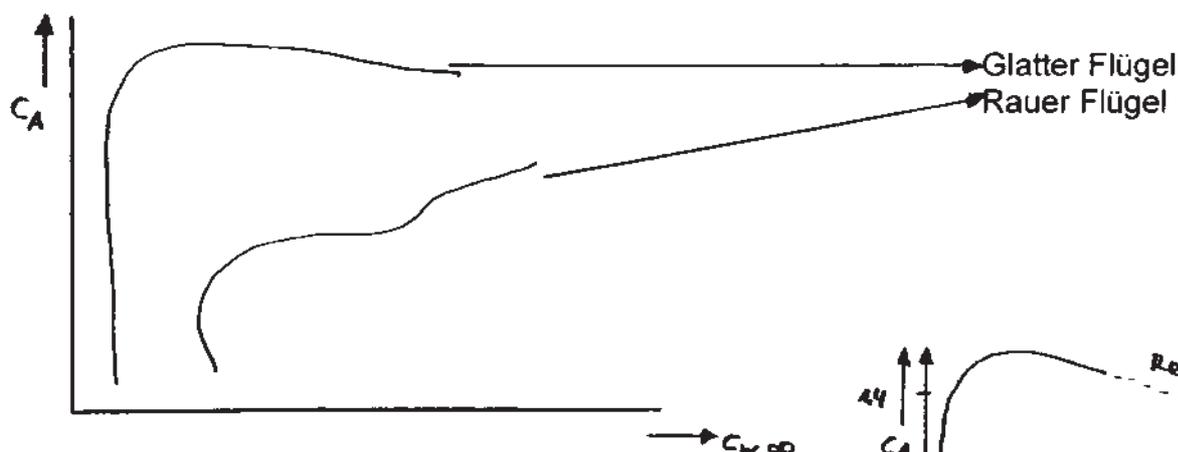
Gleitwinkel:

Der kleinste Gleitwinkel, bei dem von uns untersuchten Tragflügel, liegt bei $\gamma = 6,82^\circ$. Er wird aus dem Lilienthalschen Polardiagramm errechnet ($\tan \gamma = \frac{c_x}{c_y}$) und befindet sich zwischen der Abszisse und der Tangente an die Polare, die durch den Ursprung geht (siehe Diagramm 1). Der kleinste Gleitwinkel ist der optimale Gleitwinkel, bei dem ein Flugzeug mit abgestelltem Motor die besten Gleiteigenschaften aufweist. (Gleitwinkel = Winkel zwischen Flugbahn und Horizont)

Was passiert wenn der kritische Anstellwinkel überschritten wird?

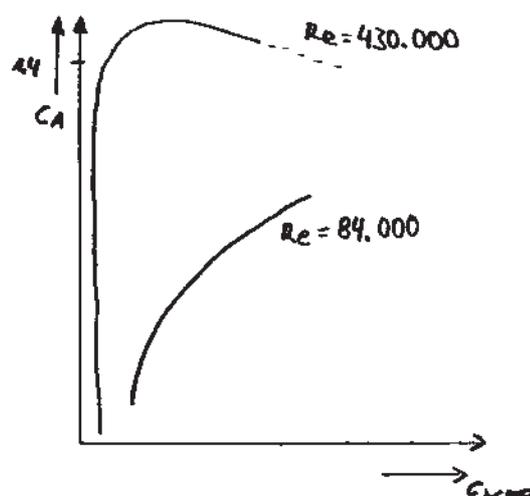
Wenn bei einem Flugzeug im Flugbetrieb kurzzeitig der positive kritische Anstellwinkel überschritten wird, führt das zur kurzzeitigen Ablösung der Strömung an der Saugseite des Tragflügels, wodurch Vibrationen und Turbulenzen ausgelöst werden. Sollte der positive kritische Anstellwinkel längerfristig überschritten werden, so würde sich die Strömung auf der Saugseite komplett ablösen, was allgemein als Strömungsabriss bekannt ist, d.h. das Flugzeug hätte keinen Auftrieb mehr und würde abstürzen.

Änderung der Polaren durch aufrauen der Oberfläche:



Einfluss der Re- Zahl auf die Polare:

Die Form der Polaren hängt von der Reynolds- Zahl ab, wobei bei glatten Oberflächen ein größerer Einfluss besteht als bei einem Profil mit rauher Oberfläche. Je kleiner die Reynolds- Zahl ist desto kleiner ist auch der c_A - Wert (siehe Skizze rechts).



Allgemein:

Weiter Verwendungsmöglichkeiten des Tragflügels findet man außer im Flugzeugbau noch im Bereich der Schifffahrt und in Strömungsmaschinen (Pumpen, Turbinen, Luftleitsysteme etc.).

3.4

Polardiagramme enthalten die Beiwerte c_a , c_w und c_m , die für verschiedene Anstellwinkel α dargestellt sind. Die $c_a = f(\alpha)$ gilt als eigentliche Polare, wobei diese in unserem Diagramm einen untypischen Verlauf nimmt. Die Unterschiede zu Literaturdiagrammen lassen sich wahrscheinlich nicht mit der Geometrie des Tragflügels oder dem Versuchsaufbau begründen. Naheliegender scheint die Vermutung, dass die Strömung in diesem Bereich durch eine niedrige Reynoldszahl schon frühzeitig abgerissen ist und dadurch die „Fehler“ verursacht wurden. (siehe 3.10)

Im Diagramm nach Lilienthal ist zu erkennen, dass mit zunehmendem Anstellwinkel α der Auftriebsbeiwert c_a bis zu seinem Maximalwert zunimmt. Überschreitet man den Anstellwinkel von $c_{a_{\max}}$ fällt der Auftriebsbeiwert wieder ab. Die Strömung reißt auf der Profilsaugseite ab.

Der Auftriebsbeiwert c_a wird negativ für kleiner werdende Anstellwinkel. Beim größten negativen Auftriebsbeiwert $c_{a_{\min}}$ tritt ebenfalls eine Ablösung der Strömung auf. Sie reißt an der Profildruckseite ab.

Der Vorteil des aufgelösten Polardiagrammes liegt darin, dass sich der Anstellwinkel für jeden beliebigen Beiwert exakt ablesen lässt. Im Lilienthalschen Diagramm muss man hingegen zwischen den Winkeln interpolieren.

Im $S = f(\alpha)$ Diagramm ist der Abstand des Kraftangriffspunktes D zum Nasendruckpunkt N aufgetragen.

Bei $\alpha = -9^\circ$ hat das Diagramm eine Polstelle.

Links der Polstelle befindet sich der Kraftangriffspunkt im negativen Bereich, das heißt vor der Nase des Flügels. Gut zu erkennen ist der Sprung ins Positive. Rechts der Polstelle fällt der Wert des Abstandes S sehr schnell von +Unendlich ab und nimmt dann einen nahezu konstanten Wert an. Der Kraftangriffspunkt taucht also hinter dem Flügel wieder auf um dann in die Mitte zu wandern und dort relativ konstant zu bleiben.

3.5

$c_{A_{\max}} = 1,66$ Beiwert des positiven Höchstauftriebes

$c_{A_{\min}} = 0,12$ Beiwert des negativen Höchstauftriebes

$c_{W_{\min}} = 0,02$ Kleinster Widerstandsbeiwert. Er liegt bei unsymmetrischen Profilen nicht bei $c_A = 0$

$c_{A_{\text{opt}}} = 0,2$ Optimaler Auftriebsbeiwert bei $c_{W_{\min}}$ (wichtig für Schnellflug)

$c_{M_0} = 0,125$ Momentenbeiwert bei $c_A = 0$. Bei druckpunktfesten Profilen beträgt $c_{M_0} = 0$, da die c_M - Kurve durch den Koordinatennullpunkt geht

3.6

$\alpha_0 = 8,8^\circ$ Anstellwinkel für $c_A = 0$ (sogenannter. Nullanstellwinkel)

$c_{M_0} = 0,125$ Momentenbeiwert bei $c_A = 0$

$\frac{\Delta c_m}{\Delta \alpha} = c'_M = 25,52^\circ$ Steigung der Momentenkurve (α im Bogenmaß)

3.7

Der Gleitwinkel ist im Lilienthalschen Polardiagramm zu finden. Er schließt die c_a -Achse vom Nullpunkt aus mit einer Geraden durch einen beliebigen Polarenpunkt ein. Der Gleitwinkel beschreibt also das Verhältnis von Widerstandskraft zu Auftriebskraft. Beim kleinsten Gleitwinkel ist dieses Verhältnis optimal, das heißt, dass bei diesem bestimmten Polarenpunkt - also Anstellwinkel - der Tragflügel am ökonomischen ist, weil der Auftrieb in bezug auf den Luftwiderstand am größten ist. Deshalb ist der Gleitwinkel auch ein Maß für den Wirkungsgrad eines Tragflügels. Beim kleinsten Gleitwinkel ist der Wirkungsgrad am größten, da der Hauptteil der Geschwindigkeit in den Auftrieb und nur sehr wenig Energie als Widerstand verloren geht. Der kleinste Gleitwinkel bei unserem untersuchten Tragflügel ist $\gamma_{\min} = 4,3^\circ$.

3.8

Auf der Saugseite des Tragflügels baut sich durch Ablösung an der hinteren Kante des Tragflügels ein Überdruck auf, der kurzfristig bewirkt, dass der Auftrieb des Flugzeuges wesentlich geringer wird und das Flugzeug anfängt zu sinken. Die Piloten nennen diesen Vorgang in der Fachsprache „stall“. In dem der Pilot die Geschwindigkeit des Flugzeuges erhöht und den Anstellwinkel wieder aus dem kritischen Bereich holt, steigt der Auftrieb des Flugzeuges wieder. Ein langfristiges Überschreiten des kritischen Anstellwinkels hat zur Folge, dass das Flugzeug abstürzt.

3.9

Die Polare eines Flügels mit rauer Oberfläche wird je nach Grad der Rauigkeit immer flacher.

Das bedeutet, dass sich zusehends das Verhältnis zwischen c_w und c_a Wert verschlechtert. Hierbei sind vor allem die Saugseite (obere Fläche) und die Nase des Flügels ausschlaggebend. Bei einer Verschlechterung der Rauigkeit dieser beiden Elemente des Tragflügels muss ein viel höherer c_w Wert in Kauf genommen werden. Der $c_{a \max}$ Wert eines glatten Flügels kann nicht mehr erreicht werden, so dass der Auftrieb geringer wird und der Wirkungsgrad sich erheblich verschlechtert. Die anderen Elemente des Tragflügels haben auch einen Einfluss auf den c_a und c_w des Tragflügels, dieser ist aber eher als gering zu bewerten. Diese Erkenntnis erklärt beispielsweise warum die Tragflächen eines Flugzeugs z.T. enteist werden müssen.

Ein Flugzeug könnte mit stark vereisten Flügeln gar nicht mehr abheben, da die kristallisierten Eistropfen aus der glatten Profilsaugseite eine rauhe machen würden. Die folgenden Diagramme stellen die Polaren eines glatten Flügels und eines an der Unter- bzw. Oberseite aufgerauhten Flügels gegenüber.

Siehe Diagramme im Skript: Tragflügelmessung im Windkanal auf Seite10

3.10

Die Polare eines Tragflügels gilt jeweils nur für eine best. Re-Zahl. Aus der Polaren - insbesondere der eines glatten Flügels - folgt, dass je höher die Re-Zahl ist auch der c_a Wert z.T. beträchtlich steigt. Dies lässt sich dadurch erklären, dass bei einer höheren Reynoldszahl auch die Geschwindigkeit höher ist. Ein Anstieg des c_w Wertes ist wiederum kaum festzustellen, dieser fällt sogar etwas bei hohen Re-Zahlen. Bei Re-Zahlen unter 100.000 ergeben sich teilweise unstetige Polaren, da die Strömung sehr schnell wieder abreißt. Erst ab einer Reynoldszahl von über 200.000 kann man die typische „Lilienthalsche Diagrammkurve“ erkennen. Für unseren Versuch lässt daraus erkennen, dass die Reynoldszahl bei ca. 330.000 liegen muss, da wir bei negativen Anstellwinkeln keine typische „Lilienthalsche Diagrammkurve“ für hohe Reynoldszahlen (über 450.000) erhielten.

3.11

Die Kenntnis von den Strömungs- und Kraftverhältnissen an Tragflügeln ist nicht nur für den Flugzeugbau wichtig, sondern ist auch zur Berechnung und dem Entwurf von Strömungsmaschinenbeschaufelungen, Stellklappen, Umlenkschaufel, Ventilatoren, Turbinen, Hubschrauberrotoren, Segelschiffen, im Rennsport und vielen anderen Einsatzgebieten von sehr großer Bedeutung.

Aus dem Grund ist es äußerst sinnvoll Versuche im Windkanal durchzuführen, um die Strömungs- und Kraftverhältnisse an das jeweilige Einsatzgebiet optimal anzupassen.