

A5.1 Druckpunkt und Neutralpunkt

Definieren Sie Begriffe Druck- und Neutralpunkt und treffen Sie eine Aussage bezüglich der Ortsfestigkeit dieser beiden Punkte.

Druckpunkt

Der Angriffspunkt der sich aus der Integration der Druckverteilung am Profil ergebenden Kraft R wird als Druckpunkt D des Profils bezeichnet. Die Druckverteilung am Profil verändert sich mit einer Änderung des Anstellwinkels, somit verschiebt sich auch der Angriffspunkt der Resultierenden R . Dieser (variable) Abstand des Druckpunkts zum Momentenbezugspunkt O , wird mit x_A bezeichnet. Bei kleinen Anstellwinkeln gilt näherungsweise, daß die Resultierende R der Normalkraft in z -Richtung Z bzw. dem negativen Wert des Auftriebs A entspricht, $R = -Z \approx A$, d.h. für das Moment um den Bezugspunkt gilt

$$M = x_A \cdot Z$$

bzw. in dimensionsloser Schreibweise mit der Flügelbezugstiefe l_μ und der Bezugsfläche S_{ref}

$$c_m \cdot \bar{q} \cdot S_{ref} \cdot l_\mu = x_A \cdot c_z \cdot \bar{q} \cdot S_{ref}$$

$$\frac{x_A}{l_\mu} = \frac{c_m}{c_z} \approx -\frac{c_m}{c_A}$$

Aus der linearen Näherung für das Nickmoment ergibt sich

$$\frac{c_m}{c_A} = \frac{c_{m0}}{c_A} + \frac{dc_m}{dc_A}$$

Eingesetzt folgt für die dimensionslose Druckpunktlage

$$\frac{x_A}{l_\mu} = -\frac{c_{m0}}{c_A} - \frac{dc_m}{dc_A}$$

Die Änderung der Druckpunktlage in Abhängigkeit vom Auftrieb wird aus dem ersten Term dieser Gleichung deutlich, d.h. x_A ändert sich proportional $1/c_A$.

Neutralpunkt

Das Nickmoment M läßt sich in einen auftriebsunabhängigen (M_0) und einen auftriebsabhängigen Anteil ($x_N A$) zerlegen. Für den Momentenbezugspunkt O läßt sich somit schreiben,

$$M = M_0 - x_N \cdot A$$

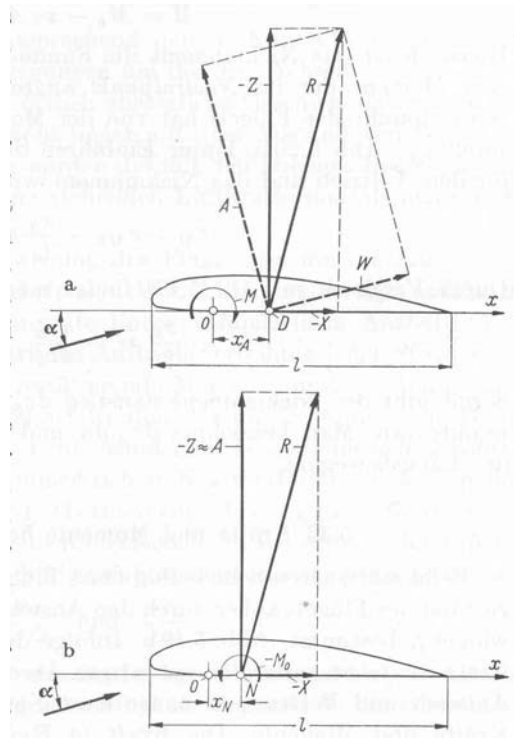
bzw. in dimensionsloser Schreibweise

$$c_m = c_{m0} - \frac{x_N}{l_\mu} \cdot c_A$$

Aus dem linearen Ansatz für das Nickmoment folgt

$$\frac{x_N}{l_\mu} = -\frac{dc_m}{dc_A}$$

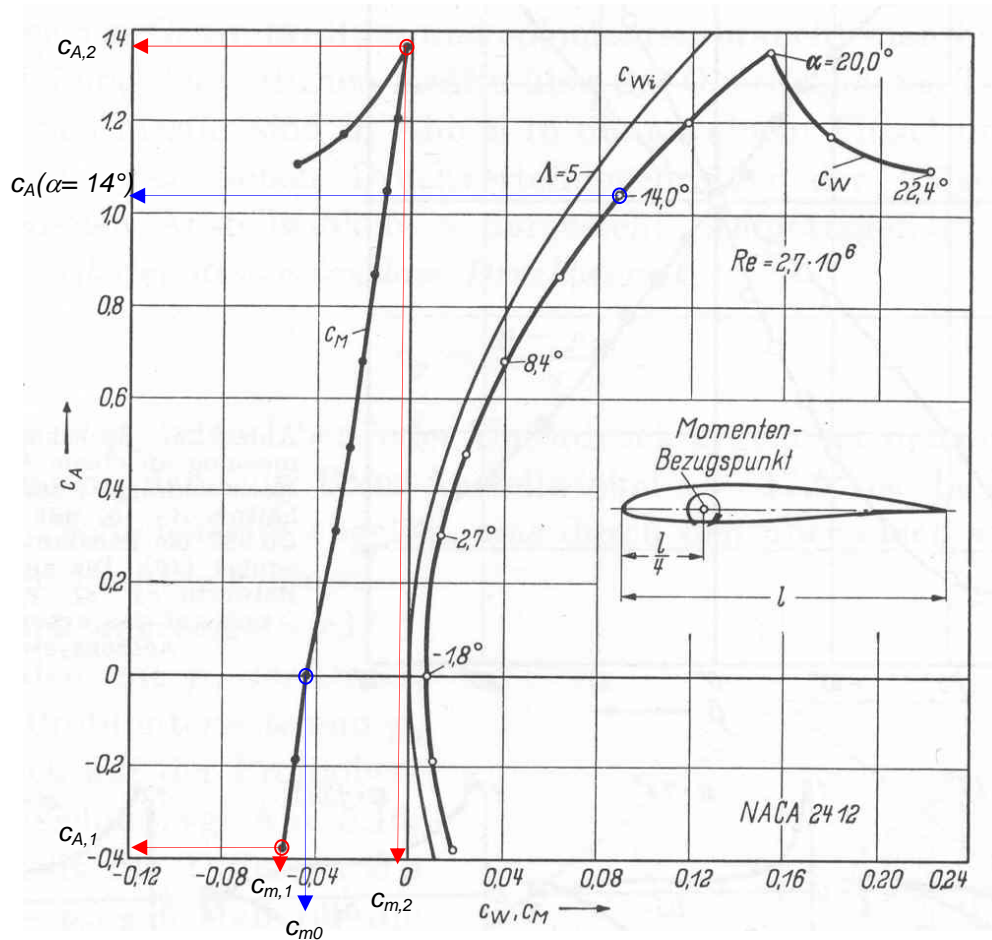
Im Gegensatz zur Lage des Druckpunktes ändert sich die Lage des Neutralpunktes bei einer Änderung des Anstellwinkels bzw. des Auftriebs nicht, da der Gradient dc_m/dc_A konstant ist und der auftriebsabhängige Term, d.h. c_{m0}/c_A wie beim Druckpunkt fehlt.



Druckpunkt D , Neutralpunkt N

A5.2 Berechnung von Druckpunkt und Neutralpunkt

Bestimmen Sie aus der Polare für das Profil NACA 2412 den Neutralpunkt und den Druckpunkt bei einem Anstellwinkel von $\alpha = 14^\circ$.



Neutralpunkt

$$\frac{x_N}{l_\mu} = -\frac{dc_m}{dc_A} \approx -\frac{\Delta c_m}{\Delta c_A} = -\frac{c_{m,2} - c_{m,1}}{c_{A,2} - c_{A,1}} \approx -\frac{0 + 0.058}{1.38 + 0.39} = -0.033 = -3.3\%$$

Druckpunktlage bei $\alpha = 14^\circ$

$$\frac{x_A}{l_\mu} = -\frac{c_{m0}}{c_A} - \frac{dc_m}{dc_A}, \quad c_{m0} = c_m(c_A = 0) \approx -0.045, \quad c_A(\alpha = 14^\circ) = 1.05$$

$$\frac{x_A}{l_\mu} = -\frac{-0.045}{1.05} - 0.033 \approx 0.01 = 1\%$$

A5.3 Zirkulation

1. Erläutern Sie den Begriff 'Zirkulation'

Linienintegral der Geschwindigkeit um einen Körper oder Profil

2. Welche Aussage können Sie über das Verhältnis der Geschwindigkeiten an der Ober- und Unterseite eines Profils treffen, wenn die Zirkulation gleich Null ist? Nennen Sie ein Beispiel.

Geschwindigkeiten sind an Ober- und Unterseite des Profils gleich, z.B. symmetrisches Profil bei $\alpha = 0$.

3. Geben Sie die Auftriebsgleichung von Joukowski, sowie die Definition des Auftriebs als Funktion des dimensionslosen Auftriebsbeiwerts an.

$$A = \rho_{\infty} \cdot b \cdot v_{\infty} \cdot \Gamma \quad (\text{Joukowski})$$

$$A = C_A \cdot \frac{\rho_{\infty}}{2} \cdot v_{\infty}^2 \cdot S_{ref} \quad S_{ref} = b \cdot l_{\mu}$$

A5.4 Ebene Platte: Auftrieb und Nickmoment

1. Geben Sie für kleine Anstellwinkel α den theoretischen Auftriebsbeiwert, Auftriebsanstieg und das Nickmoment für eine ebene Platte in einer reibungsfreien Strömung an.

Auftrieb

$$c_A = 2 \cdot \pi \cdot \alpha$$

Auftriebsanstieg

$$\frac{dc_A}{d\alpha} = c_{A\alpha} = 2 \cdot \pi$$

Nickmoment

$$c_m = -\frac{\pi}{2} \cdot \sin \alpha \cdot \cos \alpha = -\frac{\pi}{4} \cdot \sin 2\alpha$$

2. Welche Bedeutung haben die Ergebnisse der ebenen Platte für real ausgeführte Profile?

Die für eine reibungsfreie Strömung hergeleiteten Ergebnisse der ebenen Platte stellen die maximal möglichen Werte für real ausgeführte Profile dar. Diese weisen kleinere Werte auf, wobei mit zunehmender Annäherung der Profilform an die ebene Platte, d.h. sehr dünne Profile, sich die Werte auch diesen Grenzwerten annähern.

3. Was verstehen Sie unter dem d'Alembert'schen Paradoxon?

Ein Körper kann in einer reibungsfreien Strömung zwar eine Auftriebskraft, jedoch keinen Widerstand erzeugen.

A5.5 Grenzschicht

Längs angeströmte ebene Platte

geg.: $v_\infty = 50 [km/h]$, $v_{Luft} = 15.1 \cdot 10^{-6} [m^2/s]$, $Re_{krit} = 3 \cdot 10^5$

- ges.: - Lage des Umschlagpunkts
- Dicke der Grenzschicht am Umschlagpunkt

$$Re_{krit} = \frac{v_\infty \cdot x_{krit}}{v_{Luft}} \quad \Rightarrow \quad x_{krit} = \frac{Re_{krit} \cdot v_{Luft}}{v_\infty} = \frac{3 \cdot 10^5 \cdot 15.1 \cdot 10^{-6}}{\frac{50}{3.6}} = 0.33 [m]$$

$$\delta_{lam} = 5 \cdot \frac{x}{\sqrt{Re_x}} \quad \Rightarrow \quad \delta_{lam} = 5 \cdot \frac{0.33}{\sqrt{3 \cdot 10^5}} = 3 [mm]$$

A5.6 Näherungsverfahren zur Berechnung der Druckverteilung in Profilrichtung

Ein Flugzeug bewegt sich mit $V_\infty = 360 [km/h]$ bei einem Staudruck von $\bar{q}_\infty = 6128 [N/m^2]$. Die Profiltiefe beträgt $l = 1.3 [m]$ und das Tiefenverhältnis des Querruders beträgt $\frac{l_R}{l} = 0.2$.

geg.: $C_A(\xi = 0) = 0.44, \quad C_{m_0} = -0.01$
 $\xi_{r,eff} = +9^\circ, \quad C_{A,r} = 0.64$
 $\xi_{l,eff} = -13^\circ, \quad C_{A,l} = 0.16$

Für einen Flügelschnitt im Querruderbereich soll für beide Querruderausschläge die Druckverteilung über die Profiltiefe für folgende Stützstellen berechnet werden:

$$x/l = 0, 0.03, 0.05, 0.1, 0.2, 0.3, 0.4, 0.5, 0.6, 0.7, 0.785, 0.815, 0.9, 1.0$$

Allgemein gilt

$$-\Delta c_p = \frac{p^*(x)}{\bar{q}_\infty} = \underbrace{C_A \cdot f_A(\Theta)}_{\text{Streckenlast}} + \underbrace{\bar{C}_m \cdot f_m(\Theta)}_{\substack{\text{Nullverteilung} \\ \text{Wölbung}}} + \underbrace{\xi_{eff} \cdot f_n(\Theta, \Phi)}_{\substack{\text{Nullverteilung} \\ \text{Querruderausschlag}}}$$

1. Berechnung der Streckenlast über die Verteilungsfunktion $C_A \cdot f_A(\Theta)$

$$C_A = C_A(\xi = 0) + \frac{dC_A}{d\xi} \cdot \xi_{eff}$$

$$\frac{dC_A}{d\xi} = \frac{C_{A,r} - C_{A,l}}{\xi_r - \xi_l} = \frac{0.64 - 0.16}{(9^\circ + 13^\circ) \cdot \frac{\pi}{180^\circ}} = 1.25 \left[\frac{1}{rad} \right]$$

für $\xi_{eff,r} = 9^\circ = 0.157 [rad]$

$$\Rightarrow C_A = C_A(\eta = 0) + \frac{dC_A}{d\eta} \cdot \xi_{eff} \Rightarrow C_A = 0.44 + 1.25 \cdot 0.157 = 0.636$$

für $\xi_{eff,l} = -13^\circ = -0.227 [rad]$

$$\Rightarrow C_A = C_A(\xi = 0) + \frac{dC_A}{d\eta} \cdot \xi_{eff} \Rightarrow C_A = 0.44 - 1.25 \cdot 0.227 = 0.156$$

An der Stützstelle $x/L = 0$ sind die Verteilungsfunktionen $f_A(\Theta)$, $f_m(\Theta)$ und $f_n(\Theta, \Phi)$ nicht definiert, es können die Werte für $x/L = 0.03$ eingesetzt werden

Für $x/L = 0$ ergibt sich mit

$$f_A(\Theta) = 0.716 \cdot \cot \frac{\Theta}{2}, \quad \Theta = \arccos \left(1 - \frac{2 \cdot x}{L} \right)$$

$$C_A \cdot f_A(\Theta) = 0.636 \cdot 4.07 = 2.588$$

die Berechnung weiterer Stützstellen erfolgt analog

2. Berechnung der Nullverteilung infolge der Profilwölbung

$$\bar{C}_m = C_m(\xi = 0) + 0.28 \cdot C_A(\xi = 0), \quad C_m(\xi = 0) = C_{m_0} - 0.25 \cdot C_A$$

$$\bar{C}_m = C_{m_0} + 0.03 \cdot C_A(\xi = 0)$$

$$\Rightarrow \bar{C}_m = -0.01 + 0.03 \cdot 0.44 = +0.0032$$

für $x/L = 0$ ergibt sich mit

$$f_m(\Theta) = 5.80 \cdot \sin \Theta - 3.26 \cdot \cot \frac{\Theta}{2}, \quad \Theta = \arccos\left(1 - \frac{2 \cdot x}{L}\right)$$

$$\bar{C}_m \cdot f_m(\Theta) = 0.0032 \cdot -16.56 = -0.0530$$

die Berechnung weiterer Stützstellen erfolgt analog

3. Berechnung der Nullverteilung infolge des Querruderausschlags

$$\xi_{eff,r} = 9^\circ = 0.157 [rad]$$

für $x/L = 0$ ergibt sich mit

$$f_n(\Theta, \Phi) = 1.30 \cdot \log \frac{1 - \cos(\Theta + \Phi)}{1 - \cos(\Theta - \Phi)} + (0.024 - 1.273 \cdot \sin \Phi) \cdot \cot \frac{\Theta}{2}$$

und

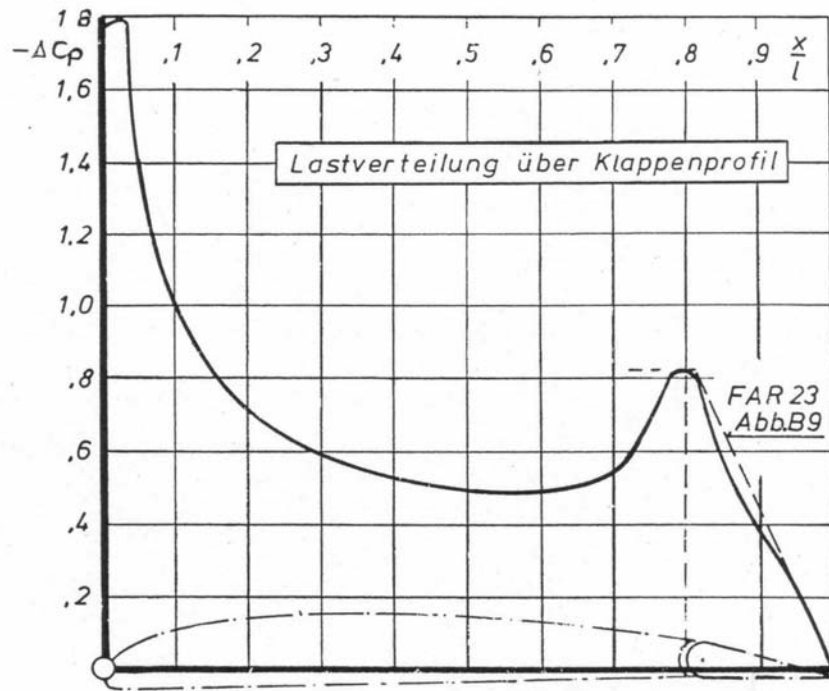
$$\Phi = \arccos\left(\frac{2 \cdot l_R}{L} - 1\right), \quad \Theta = \arccos\left(1 - \frac{2 \cdot x}{L}\right)$$

$$\xi_{eff} \cdot f_n(\Theta, \Phi) = 0.157 \cdot -5.65 = -0.887$$

$\frac{x}{l}$	0.00	0.03	0.05	0.10	0.20	0.30	0.40	0.50	0.60	0.70	0.785	0.815	0.90	1
$f_A(\Theta)$	4.07	4.07	3.12	2.15	1.43	1.09	0.88	0.72	0.58	0.47	0.38	0.34	0.24	0
$f_m(\Theta)$	-16.56	-16.56	11.68	6.30	1.88	+0.34	-1.69	-2.54	-3.02	-3.18	-3.04	-2.90	-2.39	0
$f_n(\Theta, \Phi)$	-5.46	-5.46	-4.07	-2.06	-1.41	-0.75	-0.24	0.26	0.80	1.62	3.75	3.73	1.49	0
$c_{A,Q} \cdot f_A$	2.59	2.59	2.00	1.38	0.92	0.70	0.56	0.46	0.37	0.30	0.24	0.22	0.15	0
$c_{m,Q} \cdot f_m$	-0.053	0.053	0.04	0.02	0.006	-0.001	-0.01	-0.008	-0.01	-0.01	-0.01	-0.01	-0.01	0
$\xi_{eff} \cdot f_n$	-0.86	-0.86	-0.64	-0.41	-0.22	-0.12	-0.04	0.04	0.13	0.25	0.59	0.59	0.23	0
$-\Delta c_p$	1.79	1.79	1.40	0.99	0.71	0.58	0.51	0.49	0.49	0.54	0.82	0.80	0.37	0

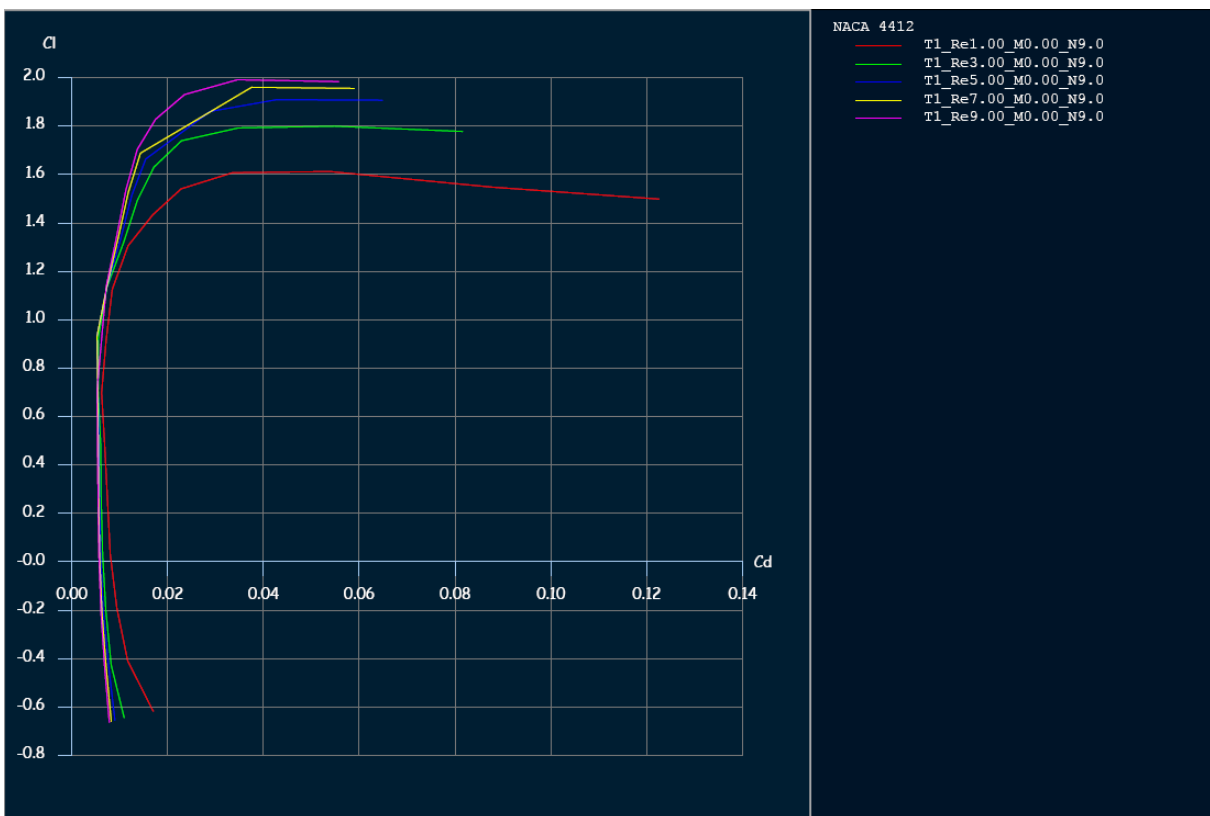
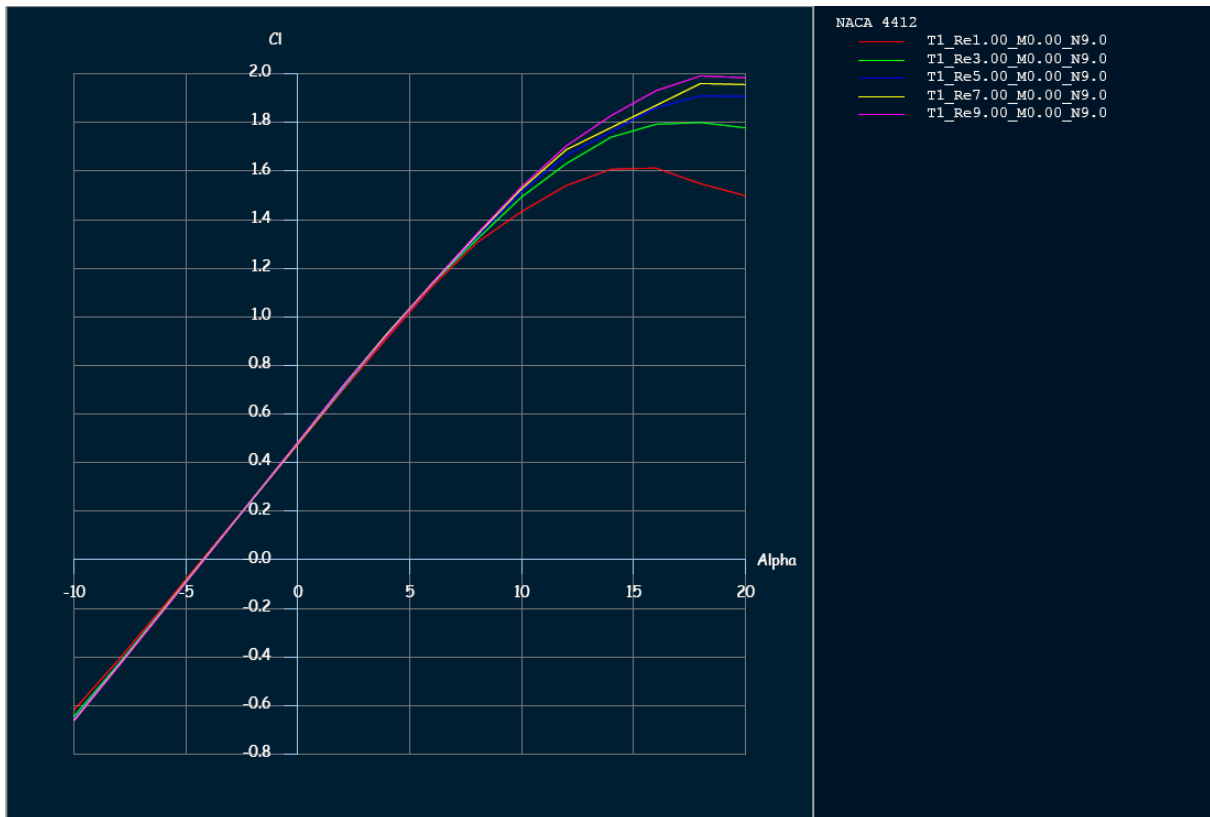
Ergebnisse für c_p aus den Verteilungsfunktionen für $\xi_{r,eff} = +9^\circ$, Berechnung der Werte für

$\xi_{l,eff} = -13^\circ$ erfolgt analog



A5.7 Re-Zahl Variation für das Profil NACA 4412

Bestimmen Sie mit Hilfe des Programms XFLR5 für das Profil NACA 4412 $C_{A\alpha}$, C_{Amax} , α_{max} und C_{Wmin} für die Reynoldszahlen $Re = 1, 3, 5, 7, 9 \cdot 10^6$.



Profildaten XFLR5_v4.16, NACA 4412

xtrf = 1.000 (top), 1.000 (bottom), Mach = 0.000, Ncrit = 9.000

Re = 1.000e6

alpha	CL	CD	CDp	CM	Top Xtr	Bot Xtr	Cpmin	Chinge	XCp
-10.000	-0.6171	0.01698	0.01275	-0.1075	0.9743	0.0177	-6.7902	0.0000	0.0624
-8.000	-0.4092	0.01164	0.00660	-0.1066	0.9320	0.0219	-4.9539	0.0000	-0.0238
-6.000	-0.1916	0.00940	0.00398	-0.1053	0.8784	0.0334	-3.2072	0.0000	-0.3176
-4.000	0.0314	0.00802	0.00233	-0.1047	0.8087	0.0589	-1.9325	0.0000	3.6460
0.000	0.4746	0.00686	0.00141	-0.1036	0.6088	0.3883	-0.7756	0.0000	0.4668
2.000	0.6986	0.00620	0.00189	-0.1035	0.5214	1.0000	-0.9683	0.0000	0.3945
4.000	0.9142	0.00715	0.00255	-0.1020	0.4584	1.0000	-1.2183	0.0000	0.3558
6.000	1.1256	0.00842	0.00357	-0.1001	0.3750	1.0000	-1.9071	0.0000	0.3308
8.000	1.3052	0.01174	0.00598	-0.0934	0.1858	1.0000	-2.9800	0.0000	0.3109
10.000	1.4329	0.01687	0.01033	-0.0787	0.0494	1.0000	-4.1505	0.0000	0.2913
12.000	1.5407	0.02281	0.01644	-0.0641	0.0256	1.0000	-5.4681	0.0000	0.2746
14.000	1.6071	0.03353	0.02759	-0.0515	0.0177	1.0000	-6.8021	0.0000	0.2612
16.000	1.6122	0.05390	0.04860	-0.0450	0.0132	1.0000	-7.8167	0.0000	0.2526
18.000	1.5477	0.08772	0.08333	-0.0482	0.0120	1.0000	-8.3058	0.0000	0.2510
20.000	1.4982	0.12259	0.11895	-0.0580	0.0114	1.0000	-8.8237	0.0000	0.2536

Re = 3.000e6

alpha	CL	CD	CDp	CM	Top Xtr	Bot Xtr	Cpmin	Chinge	XCp
-10.000	-0.6436	0.01091	0.00686	-0.1037	0.9215	0.0121	-7.2110	0.0000	0.0758
-8.000	-0.4265	0.00821	0.00364	-0.1029	0.8665	0.0170	-5.1721	0.0000	-0.0042
-6.000	-0.2011	0.00708	0.00228	-0.1030	0.7967	0.0256	-3.3105	0.0000	-0.2795
-4.000	0.0260	0.00642	0.00141	-0.1034	0.7061	0.0449	-1.9690	0.0000	4.2976
-2.000	0.2529	0.00613	0.00098	-0.1038	0.6029	0.1010	-0.9616	0.0000	0.6632
0.000	0.4794	0.00603	0.00095	-0.1044	0.5085	0.2357	-0.7790	0.0000	0.4663
2.000	0.7044	0.00548	0.00127	-0.1051	0.4500	0.6791	-0.9724	0.0000	0.3956
4.000	0.9285	0.00555	0.00184	-0.1053	0.3925	1.0000	-1.2307	0.0000	0.3576
6.000	1.1365	0.00735	0.00296	-0.1030	0.2522	1.0000	-1.9360	0.0000	0.3325
8.000	1.3186	0.01079	0.00540	-0.0967	0.0712	1.0000	-3.0314	0.0000	0.3126
10.000	1.4936	0.01367	0.00800	-0.0894	0.0269	1.0000	-4.3955	0.0000	0.2962
12.000	1.6306	0.01713	0.01149	-0.0765	0.0160	1.0000	-5.9603	0.0000	0.2799
14.000	1.7392	0.02289	0.01745	-0.0634	0.0113	1.0000	-7.6347	0.0000	0.2656
16.000	1.7920	0.03473	0.02966	-0.0510	0.0076	1.0000	-9.0768	0.0000	0.2533
18.000	1.7991	0.05484	0.05035	-0.0455	0.0068	1.0000	-10.2920	0.0000	0.2453
20.000	1.7777	0.08152	0.07754	-0.0473	0.0067	1.0000	-11.3436	0.0000	0.2413

Re = 5.000e6

alpha	CL	CD	CDp	CM	Top Xtr	Bot Xtr	Cpmin	Chinge	XCp
-10.000	-0.6547	0.00899	0.00491	-0.1021	0.8896	0.0120	-7.3905	0.0000	0.0811
-8.000	-0.4308	0.00767	0.00330	-0.1022	0.8243	0.0123	-5.1870	0.0000	0.0000
-6.000	-0.2041	0.00655	0.00193	-0.1025	0.7462	0.0218	-3.3323	0.0000	-0.2692
-4.000	0.0246	0.00603	0.00123	-0.1032	0.6516	0.0374	-1.9773	0.0000	4.5312
-2.000	0.2531	0.00579	0.00087	-0.1039	0.5523	0.0848	-0.9626	0.0000	0.6635
0.000	0.4820	0.00567	0.00083	-0.1049	0.4764	0.1924	-0.7805	0.0000	0.4662
4.000	0.9310	0.00525	0.00171	-0.1060	0.3427	1.0000	-1.2325	0.0000	0.3580
6.000	1.1369	0.00732	0.00298	-0.1033	0.1807	1.0000	-1.9363	0.0000	0.3328
8.000	1.3288	0.01012	0.00503	-0.0987	0.0513	1.0000	-3.0663	0.0000	0.3135
10.000	1.5143	0.01252	0.00721	-0.0932	0.0216	1.0000	-4.4800	0.0000	0.2978
12.000	1.6639	0.01542	0.01010	-0.0818	0.0121	1.0000	-6.1339	0.0000	0.2821
16.000	1.8602	0.02885	0.02393	-0.0557	0.0068	1.0000	-9.5567	0.0000	0.2548
18.000	1.9085	0.04270	0.03812	-0.0478	0.0067	1.0000	-11.1649	0.0000	0.2452
20.000	1.9067	0.06482	0.06067	-0.0455	0.0062	1.0000	-12.4533	0.0000	0.2387

Re = 7.000e6

alpha	CL	CD	CDp	CM	Top Xtr	Bot Xtr	Cpmin	Chinge	XCp
-10.000	-0.6596	0.00823	0.00421	-0.1014	0.8659	0.0119	-7.4592	0.0000	0.0834
-8.000	-0.4336	0.00714	0.00288	-0.1017	0.7965	0.0121	-5.2272	0.0000	0.0026
-6.000	-0.2057	0.00627	0.00178	-0.1023	0.7112	0.0188	-3.3387	0.0000	-0.2644
-4.000	0.0236	0.00579	0.00113	-0.1031	0.6148	0.0360	-1.9829	0.0000	4.7035
-2.000	0.2531	0.00562	0.00083	-0.1040	0.5205	0.0733	-0.9632	0.0000	0.6638
0.000	0.4831	0.00550	0.00078	-0.1052	0.4505	0.1684	-0.7810	0.0000	0.4663
2.000	0.7127	0.00539	0.00098	-0.1065	0.4087	0.3570	-0.9778	0.0000	0.3958
4.000	0.9315	0.00525	0.00166	-0.1063	0.3119	0.9051	-1.2326	0.0000	0.3583
6.000	1.1375	0.00730	0.00300	-0.1036	0.1375	1.0000	-1.9370	0.0000	0.3330
8.000	1.3360	0.00964	0.00477	-0.1000	0.0429	1.0000	-3.0907	0.0000	0.3141
10.000	1.5270	0.01179	0.00672	-0.0955	0.0187	1.0000	-4.5307	0.0000	0.2987
12.000	1.6878	0.01432	0.00921	-0.0859	0.0119	1.0000	-6.2613	0.0000	0.2837
18.000	1.9603	0.03753	0.03299	-0.0499	0.0064	1.0000	-11.5620	0.0000	0.2456
20.000	1.9554	0.05894	0.05476	-0.0455	0.0050	1.0000	-12.8615	0.0000	0.2382

Re = 9.000e6

alpha	CL	CD	CDp	CM	Top Xtr	Bot Xtr	Cpmin	Chinge	XCp
-10.000	-0.6626	0.00781	0.00384	-0.1009	0.8434	0.0118	-7.4951	0.0000	0.0848
-8.000	-0.4356	0.00683	0.00263	-0.1015	0.7708	0.0121	-5.2522	0.0000	0.0044
-6.000	-0.2070	0.00606	0.00166	-0.1022	0.6814	0.0188	-3.3496	0.0000	-0.2603
-4.000	0.0228	0.00564	0.00108	-0.1031	0.5852	0.0351	-1.9869	0.0000	4.8492
-2.000	0.2533	0.00547	0.00079	-0.1041	0.4985	0.0699	-0.9636	0.0000	0.6639
0.000	0.4842	0.00534	0.00075	-0.1054	0.4408	0.1544	-0.7816	0.0000	0.4663
2.000	0.7143	0.00528	0.00093	-0.1068	0.3938	0.3148	-0.9787	0.0000	0.3959
6.000	1.1391	0.00719	0.00297	-0.1040	0.1165	1.0000	-1.9403	0.0000	0.3332
8.000	1.3410	0.00931	0.00459	-0.1009	0.0362	1.0000	-3.1073	0.0000	0.3145
10.000	1.5357	0.01128	0.00638	-0.0970	0.0180	1.0000	-4.5662	0.0000	0.2994
12.000	1.7036	0.01365	0.00869	-0.0887	0.0113	1.0000	-6.3443	0.0000	0.2849
14.000	1.8279	0.01746	0.01255	-0.0747	0.0068	1.0000	-8.1646	0.0000	0.2699
16.000	1.9303	0.02353	0.01879	-0.0621	0.0067	1.0000	-10.0482	0.0000	0.2570
18.000	1.9912	0.03460	0.03010	-0.0514	0.0060	1.0000	-11.7954	0.0000	0.2460
20.000	1.9836	0.05569	0.05153	-0.0458	0.0037	1.0000	-13.0830	0.0000	0.2380

NACA 4412

Re	$C_{A\alpha}$	C_{Amax}	α_{max}	C_{Wmin}
$1 \cdot 10^6$	6.217	1.6122	16	0.00620
$3 \cdot 10^6$	6.275	1.7991	18	0.00548
$5 \cdot 10^6$	6.254	1.9085	18	0.00525
$7 \cdot 10^6$	6.249	1.9603	18	0.00525
$9 \cdot 10^6$	6.254	1.9912	18	0.00528

Mit $C_{A\alpha}$ aus $dC_A = C_{A2}(+6^\circ) - C_{A1}(0^\circ)$