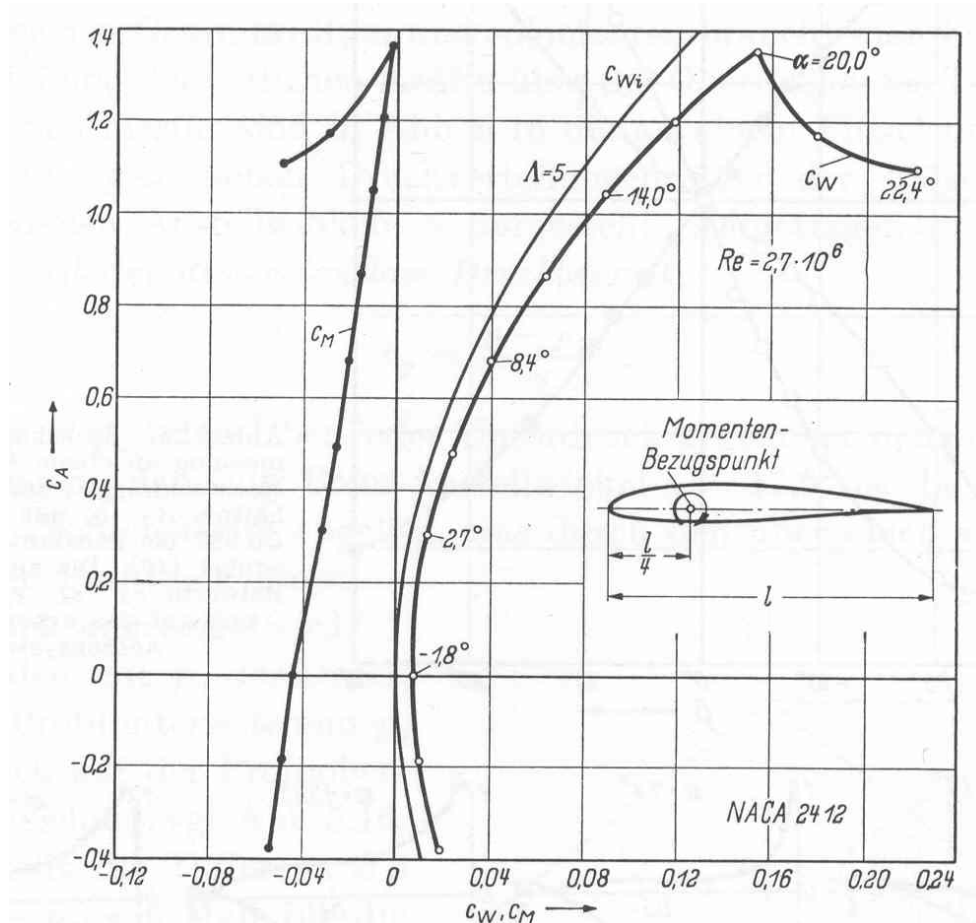


### A5.1 Druckpunkt und Neutralpunkt

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

### 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  $\alpha = 14^\circ$ .



### A 5.3 Zirkulation

1. Erläutern Sie den Begriff 'Zirkulation'
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.
3. Geben Sie die Auftriebsgleichung von Joukowski, sowie die Definition des Auftriebs als Funktion des dimensionslosen Auftriebsbeiwerts an.

### A 5.4

Berechnen Sie die Zirkulationsstärke  $d\Gamma$ , die ein Tragflügelelement der Breite  $dy = 1$  m erzeugt, wenn sich das Flugzeug in einer Höhe von  $h = 2000$  m in einem stationären Horizontalflug befindet, seine Masse  $m = 120$  t und seine Fluggeschwindigkeit  $V_\infty = 360$  km/h betragen. Das Flügelement erzeugt 5% des Gesamtauftriebs und für diesen Abschnitt kann die Zirkulation in Spannweitenrichtung als konstant angenommen werden. Es gelten die Bedingungen der Normatmosphäre (ISA-Bedingungen).

### A 5.5 Konforme Abbildungen

Die konforme Abbildung

$$f: z \mapsto w = z^2$$

mit

$$z = x + i \cdot y \quad \text{und} \quad w = u + i \cdot v$$

ergibt

$$\begin{aligned} z^2 &= x^2 + 2 \cdot x \cdot i \cdot y - y^2 \\ w = z^2 &= \underbrace{x^2 - y^2}_u + i \cdot \underbrace{2 \cdot x \cdot y}_v \\ u &= x^2 - y^2 \quad \text{und} \quad v = 2 \cdot x \cdot y \end{aligned}$$

#### Fall 1:

Das Gitternetz mit  $x = \text{const.}$  und  $y = \text{const.}$  wird auf zwei Scharen orthogonaler Parabeln abgebildet.

Skizzieren Sie die Gitter in der  $xy$ -Ebene und in der  $uv$ -Ebene.

#### Fall 2:

Das Gitternetz mit  $u = \text{const.}$  und  $v = \text{const.}$  wird mit der Umkehrabbildung  $z = \sqrt{w}$  auf zwei Scharen orthogonaler Hyperbeln abgebildet.

Skizzieren Sie die Gitter in der  $xy$ -Ebene und in der  $uv$ -Ebene.

### A 5.6 Ergebnisse für die ebene Platte

1. Geben Sie für kleine Anstellwinkel  $\alpha$  den theoretischen Auftriebsbeiwert, Auftriebsanstieg und das Nickmoment für eine ebene Platte in einer reibungsfreien Strömung an.
2. Welche Bedeutung haben die Ergebnisse der ebenen Platte für real ausgeführte Profile?
3. Was verstehen Sie unter dem d'Alembert'schen Paradoxon?

### A 5.7

Bestimmen Sie unter der Annahme, dass die Skelettlinie bekannt ist, für ein Profil

1. Auftriebsbeiwert  $c_A$
2. Auftriebsgradienten  $dc_A/d\alpha$
3. Nullanstellwinkel  $\alpha_0$

### A 5.8

Berechnen Sie für das Profil NACA 23012

1. Nullauftriebswinkel  $\alpha_0$
2. Auftriebsgradient  $dc_A/d\alpha$
3. Den Auftriebsbeiwert  $c_A$  für einen Anstellwinkel von  $\alpha = 4^\circ$

Die Form der Skelettlinie wird beschrieben durch<sup>1</sup>

$$0 \leq \left(\frac{x}{l}\right) \leq 0,2025$$

$$\frac{z}{l} = 2,6595 \cdot \left[\left(\frac{x}{l}\right)^3 - 0,6075 \cdot \left(\frac{x}{l}\right)^2 + 0,1147 \cdot \left(\frac{x}{l}\right)\right]$$

---

<sup>1</sup> Anderson J. D. (1985): *Fundamentals of Aerodynamics*

$$0,2025 \leq \left(\frac{x}{l}\right) \leq 1$$

$$\frac{z}{l} = 0,02208 \cdot \left(1 - \frac{x}{l}\right)$$

### A 5.9 Re-Zahl Variation für das Profil NACA 4412

Bestimmen Sie mit Hilfe des Programms XFLR5 für das Profil NACA 4412 für die Reynoldszahlen  $Re = 1, 3, 5, 7, 9 \cdot 10^6$

- $C_{A\alpha}$
- $C_{A,\max}$
- $\alpha_{\max}$
- $C_{W,\min}$

### A 5.10 Näherungsverfahren zur Berechnung der Druckverteilung in Profilrichtung

Ein Flugzeug fliegt mit  $V_\infty = 360 \text{ km/h}$  bei einem Staudruck von  $\bar{q}_\infty = 6128 \text{ N/m}^2$ .

Die Profiltiefe beträgt  $l = 1,3 \text{ m}$  und das Tiefenverhältnis des Querruders beträgt  $l_R/l = 0,2$ .

**geg.:**  $C_A(\xi = 0) = 0,44$ ,  $C_{m_0} = -0,01$

$$\xi_{r,\text{eff}} = +9^\circ, C_{A,r} = 0,64$$

$$\xi_{l,\text{eff}} = -13^\circ, C_{A,l} = 0,16$$

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

$$x/l = 0; 0,03; 0,05; 0,1; 0,2; 0,3; 0,4; 0,5; 0,6; 0,7; 0,785; 0,815; 0,9; 1,0$$