

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 $\alpha = 14^\circ$.

A5.3 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.

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.
2. Welche Bedeutung haben die Ergebnisse der ebenen Platte für real ausgeführte Profile?
3. Was verstehen Sie unter dem d'Alembert'schen Paradoxon?

A5.5 Ebene Platte, längs angeströmt: Grenzschichtdicke, Umschlagpunkt

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

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

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

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

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

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 $Re = 1, 3, 5, 7, 9 \cdot 10^6$.