

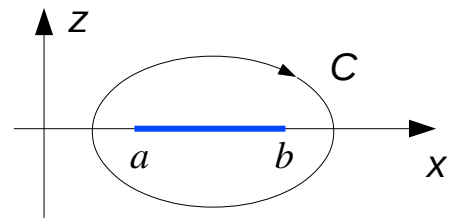
4.1 Profiltheorie

Aufgaben

Aufgabe 1

Im Intervall $a \leq x \leq b$ der x -Achse ist die Wirbelverteilung $\gamma(x)$ gegeben. Zeigen Sie, dass für die Zirkulation Γ entlang einer beliebigen Kurve C , die das Intervall umschließt, gilt:

$$\Gamma = \oint_C \mathbf{v} \cdot d\mathbf{s} = \int_a^b \gamma(x) dx$$



Aufgabe 2

Die Skelettlinie eines Profils wird durch

$$z_s(x) = c \delta \left(2 \frac{x^3}{c^3} - 3 \frac{x^2}{c^2} + \frac{x}{c} \right)$$

beschrieben. Dabei ist c die Profiltiefe und δ ein Parameter.

- Bestimmen Sie die Nullstellen und zeichnen Sie das Profil. Welche Bedeutung hat der Parameter δ ?
- Berechnen Sie den Nullauftriebswinkel α_0 und den Momentenbeiwert c_{M0} bezüglich dem Neutralpunkt.
- Bestimmen Sie für $\delta = 0,2$ und den Anstellwinkel $\alpha = \delta/4$ die Druckverteilung $\Delta c_p(x)$ und stellen Sie sie graphisch dar.

(Ergebnis: $\alpha_0 = \delta/4$, $c_{M0} = 3\pi\delta/16$)

Aufgabe 3

Schreiben Sie in GNU Octave eine Funktion

$$G = \text{vortex2d}(\mathbf{xg}, \mathbf{xc}, \mathbf{dw}),$$

die die auf die Anströmgeschwindigkeit bezogenen Wirbelstärken Γ_n/v_∞ der diskreten Wirbel berechnet. Die Eingabeargumente sind:

$\mathbf{xg}(:)$	Positionen der Wirbel
$\mathbf{xc}(:)$	Positionen der Kontrollpunkte

dw (:, :) **Abwind: dz/dx - alpha**

Das Ausgabeargument **G (:, :)** enthält die Wirbelstärken bezogen auf die Anströmgeschwindigkeit.

Die Funktion soll die diskreten Wirbel für mehrere rechte Seiten gleichzeitig berechnen.

Überprüfen Sie die Funktion anhand der 1. und der 2. Birnbaum-Ackermannschen Normalverteilung.

Aufgabe 4

Verwenden Sie die GNU Octave-Funktion **vortex2d** aus Aufgabe 3, um den Auftriebsbeiwert c_L und den Momentenbeiwert c_{M0} für ein symmetrisches Profil mit einer Klappe mit dem Klappentiefenverhältnis $\kappa = 0,2$ zu berechnen. Vergleichen Sie die Ergebnisse mit der analytischen Lösung. Berechnen Sie außerdem die Druckverteilung und stellen Sie sie graphisch dar.

(Ergebnis: $c_L = 2\pi\alpha + 3,450\eta_K$, $c_{M0} = -0,6400\eta_K$)

Aufgabe 5

Auf [Airfoil Tools](#) finden Sie die geometrischen Daten eines [Clark Y](#)-Profils.

- Speichern Sie die Daten für eine Flügeltiefe von 1000 mm als csv-Datei.
- Approximieren Sie die Skelettlinie durch einen kubischen Spline (Funktion **splinefit**). Kontrollieren Sie die Approximation der Skelettlinie und ihrer Ableitung graphisch.
- Berechnen Sie für die Anstellwinkel 0° und 5° die Druckverteilung sowie den Auftriebs- und den Momentenbeiwert bezüglich dem Neutralpunkt. Berechnen Sie auch den Auftriebsanstieg $dc_L/d\alpha$ und vergleichen Sie ihn mit dem theoretischen Wert.

(Ergebnis: $\alpha = 0^\circ$: $c_L = 0,3746$, $c_M = -0,0851$; $\alpha = 5^\circ$: $c_L = 0,9229$, $c_M = -0,0851$;
 $dc_L/d\alpha = 6,2832 = 2\pi$)

Aufgabe 6

Lösen Sie Aufgabe 4 mithilfe von Mefisto.

Aufgabe 7

Lösen Sie Aufgabe 5 mithilfe von Mefisto.

Aufgabe 8

Auf [Airfoil Tools](#) finden Sie die geometrischen Daten des Profils [NACA 63\(2\)-615](#).

- a) Speichern sie die Daten als csv-Datei.
- b) Verwenden Sie die Mefisto-Funktion `mfs_airfoil`, um die Skelettlinie aus der Kontur zu berechnen und durch einen kubischen Spline zu approximieren. Kontrollieren Sie die Approximation der Skelettlinie und ihrer Ableitung graphisch.
- c) Berechnen Sie mit der Mefisto-Funktion `mfs_vortex2d` den Auftriebsanstieg $dc_L/d\alpha$ und den Nullauftriebswinkel α_0 .
- d) Berechnen Sie den Verlauf des Druckbeiwerts für die Anstellwinkel 1° und 5° .

(Ergebnis: $dc_L/d\alpha = 6,2832 = 2\pi$, $\alpha_0 = -4,79^\circ$)