

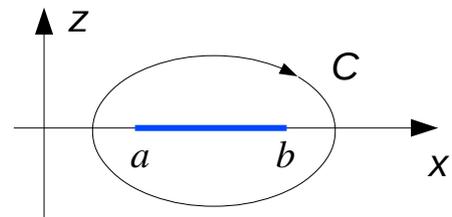
## 4.1 Profiltheorie

### 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  $\Gamma$  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  $\delta$  ein Parameter.

- Bestimmen Sie die Nullstellen und zeichnen Sie das Profil. Welche Bedeutung hat der Parameter  $\delta$ ?
- Berechnen Sie den Nullauftriebswinkel  $\alpha_0$  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  $\Gamma_n/v_\infty$  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  $0^\circ$  und  $5^\circ$  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  $\alpha_0$ .
- d) Berechnen Sie den Verlauf des Druckbeiwerts für die Anstellwinkel  $1^\circ$  und  $5^\circ$ .

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