Universität Stuttgart

INSTITUT FÜR AERODYNAMIK UND GASDYNAMIK

DIREKTOR: PROF. DR.-ING. EWALD KRÄMER

Flugzeug– und Flugkörperaerodynamik I

Übersichtsblatt zur Skelett–Theorie

- Ansatz einer Fourierreihe für die Zirkulationsverteilung $\gamma(\varphi)$, der die Kutta–Bedingung erfüllt:

$$\gamma(\varphi) = 2U_\infty \left(A_0 \tan\frac{\varphi}{2} + \sum_{n=1}^{\infty} A_n \sin n\varphi \right) \qquad \text{mit} \quad \frac{x}{t} = \frac{1+\cos\varphi}{2}$$

- Berechnung der induzierten Störgeschwindigkeit $w(\varphi)$ durch Anwenden des Gesetzes von Biot–Savart:

$$\frac{w(\varphi)}{U_\infty} = -\left(A_0 + \sum_{n=1}^{\infty} A_n \cos n\varphi \right)$$

- Berechnung der Kontur $z(x)$ aus der kinematischen Randbedingung:

$$A_0 + \sum_{n=1}^{\infty} A_n \cos n\varphi = \alpha^* - \frac{\mathrm{d}z}{\mathrm{d}x} \qquad \text{mit} \quad \alpha^* = \sphericalangle(x - \text{Achse}, \vec{U}_\infty)$$

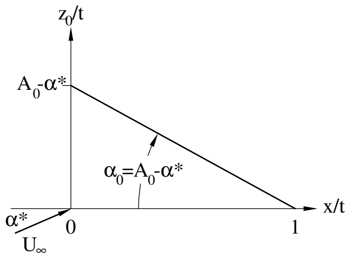
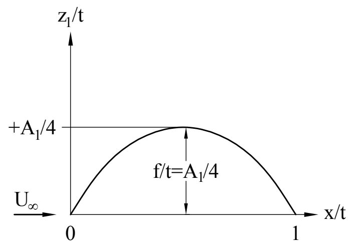
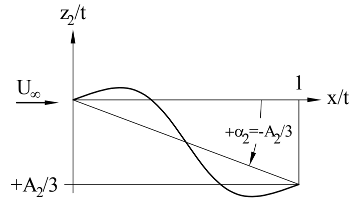
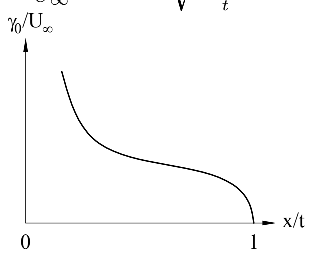
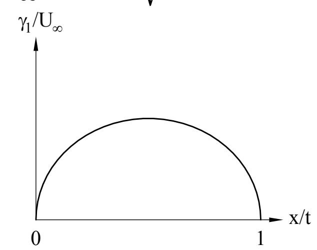
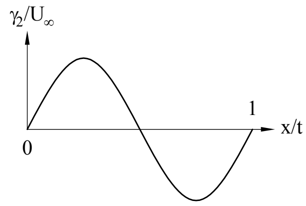
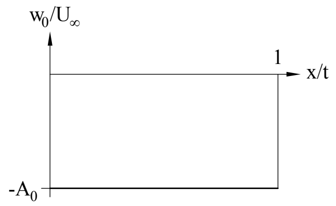
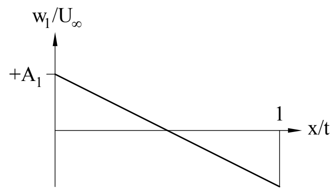
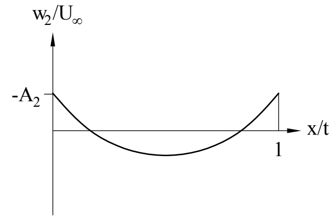
- Zur korrekten Ermittlung des Auftriebs müssen lediglich die Koeffizienten A_0 und A_1, fürs Moment um die Profilnase noch zusätzlich A_2 berücksichtigt werden:

$$c_a = \pi(2A_0 + A_1) \qquad c_m = -\frac{\pi}{4}(2A_0 + 2A_1 + A_2)$$

- Bei der Entwurfsaufgabe führt eine separate Berücksichtigung der ersten drei Koeffizienten der Fourier–Reihe auf die Birnbaum'schen Normalverteilungen (siehe folgende Seite). Diese separieren wesentliche geometrische Eigenschaften eines Skeletts, nämlich Anstellung, Wölbung und S–Schlag.

- Ist im Falle der Nachrechenaufgabe die Skelettlinie lediglich an diskreten Stellen vorgegeben, so wird die Aufgabe durch Superposition der Birnbaum'schen Normalverteilungen gelöst. Bei analytisch vorliegender Skelettlinie werden die folgenden Gleichungen ausgewertet:

$$A_0 = \alpha^* - \frac{1}{\pi}\int_0^\pi \frac{\mathrm{d}z}{\mathrm{d}x}\,\mathrm{d}\varphi \qquad A_n = -\frac{2}{\pi}\int_0^\pi \frac{\mathrm{d}z}{\mathrm{d}x}\cos n\varphi\,\mathrm{d}\varphi$$

1. NV (Index „0“)	2. NV (Index „1“)	3. NV (Index „2“)
Kontur $\frac{z_0}{t} = (A_0 - \alpha^*)\left(1 - \frac{x}{t}\right)$  	*Kontur* $\frac{z_1}{t} = A_1 \frac{x}{t}\left(1 - \frac{x}{t}\right)$  	*Kontur* $\frac{z_2}{t} = -A_2 \frac{x}{t}\left[1 - 4\frac{x}{t} + \frac{8}{3}\left(\frac{x}{t}\right)^2\right]$ 
Zirkulation $\frac{\gamma_0}{U_\infty} = 2A_0\sqrt{\frac{1-\frac{x}{t}}{\frac{x}{t}}}$  	*Zirkulation* $\frac{\gamma_1}{U_\infty} = 4A_1\sqrt{\frac{x}{t}\left(1 - \frac{x}{t}\right)}$  	*Zirkulation* $\frac{\gamma_2}{U_\infty} = 8A_2\left(\frac{2x}{t} - 1\right)\sqrt{\frac{x}{t}\left(1 - \frac{x}{t}\right)}$ 
Geschwindigkeit $\frac{w_0}{U_\infty} = -A_0$  	*Geschwindigkeit* $\frac{w_1}{U_\infty} = A_1\left(1 - \frac{2x}{t}\right)$  	*Geschwindigkeit* $\frac{w_2}{U_\infty} = -A_2\left[1 + \frac{8x}{t}\left(\frac{x}{t} - 1\right)\right]$ 
Auftrieb $c_{a_0} = 2\pi A_0 = 2\pi(\alpha_0 + \alpha^*)$	*Auftrieb* $c_{a_1} = \pi A_1 = 4\pi\frac{f}{t}$	*Auftrieb* $c_{a_2} = 0$
Moment $c_{m_0} = -\frac{\pi}{2}A_0 = -\frac{\pi}{2}(\alpha_0 + \alpha^*)$	*Moment* $c_{m_1} = -\frac{\pi}{2}A_1 = -2\pi\frac{f}{t}$	*Moment* $c_{m_2} = -\frac{\pi}{4}A_2 = \frac{3\pi}{4}\alpha_2$
Druckpunkt $\frac{x_{A_0}}{t} = \frac{1}{4}$	*Druckpunkt* $\frac{x_{A_1}}{t} = \frac{1}{2}$	*Druckpunkt* $\frac{x_{A_2}}{t} = \mp\infty$