

**A 6.1 Geometrische Parameter des Tragflügels**

Geben Sie die Bezeichnungen und Definitionen der geometrischen Parameter eines Tragflügels an

- Halbspannweite
- Spannweite
- Flügelzuspitzung
- Flügelfläche
- Streckung
- mittlere Flügeltiefe
- Flügelbezugstiefe
- Pfeilung
- Flächenschwerpunkt einer Flügelhälfte
- Geometrischer Neutralpunkt

**A 6.2 Wirbelsystem des Tragflügels endlicher Streckung**

Skizzieren Sie das Wirbelsystem eines Tragflügels endlicher Streckung. Welche Wirbel sind ortsfest, welche Wirbel bewegen sich mit dem Tragflügel und welche Wirbel können einen direkten Einfluss auf nachfolgende Luftfahrzeuge haben? Wie lassen sich die durch Wirbel induzierten Geschwindigkeiten berechnen?

**A 6.3 Prandtl'schen Traglinientheorie**

Beschreiben Sie den Grundgedanken der Prandtl'schen Traglinientheorie. Welche Funktion hat die sogenannte tragende Linie? Skizzieren Sie das Ersatzmodell für einen Flügel endlicher Streckung.

**A 6.4 Auftriebs- und Abwindverteilung nach der einfachen Traglinientheorie**

Skizzieren Sie die Auftriebs- und Abwindverteilung eines Rechteckflügels und eines elliptischen Flügels mit elliptischer Auftriebsverteilung nach der einfachen Traglinientheorie. Welcher der beiden Tragflügel hat einen geringeren induzierten Widerstand?

**A 6.5 Auftriebsberechnung nach Glauert**

Worin besteht die Vereinfachung nach Glauert zur Berechnung der Auftriebsverteilung eines Tragflügels mit beliebigem Grundriss?

**A 6.6 Abwindfeld und Auftrieb**

Welche Auswirkung hat die durch die freien Wirbel induzierte Abwindgeschwindigkeit auf den effektiven Anstellwinkel und den Auftrieb?

**A 6.7 d'Alembert'sche Paradoxon und Induzierter Widerstand**

Erläutern Sie das d'Alembert'sche Paradoxon. Aus welcher Modellbetrachtung lässt sich dieses Ergebnis ableiten? Warum erfährt ein Tragflügel endlicher Streckung auch in einer reibungsfreien Strömung einen Widerstand? Geben Sie die Definition des induzierten Widerstands und Anstellwinkels bei elliptischer Auftriebsverteilung an.

**A 6.8 Induzierter Widerstand**

Ein Flugzeug mit einer Masse von  $m = 34$  t, einer Spannweite von  $b = 30$  m und einer Flügelbezugsfläche von  $S_{\text{ref}} = 120$  m<sup>2</sup> befindet sich in einer Flughöhe von  $H = 12$  km mit einer Geschwindigkeit von  $V_{\infty} = 360$  km/h im stationären Horizontalflug.

Nehmen Sie eine elliptische Zirkulationsverteilung an und berechnen Sie den induzierten Widerstand  $W_i$  und den induzierten Anstellwinkel  $\alpha_i$

**A 6.9 Prandtl'sche Umrechnungsformel**

Berechnen Sie die Polare für einen Tragflügel mit der Streckung  $\Lambda=10$ . Als Profil wurde ein NACA 23012 verwendet. Skizzieren Sie den Verlauf von  $C_A = C_A(\alpha)$  und  $C_A = C_A(C_W)$ .

NACA23012	Re = 6 Mio.	
alpha_g [°]	$C_A$	$C_W$
-8	-0,60	0,020
-6	-0,43	0,014
-4	-0,25	0,011
-2	-0,08	0,010
0	0,15	0,010
2	0,36	0,010
4	0,55	0,011
6	0,75	0,013
8	0,96	0,016
10	1,14	0,023
12	1,23	0,032

**A 6.10 Lokaler Auftriebsbeiwert und Auftriebsverteilung**

Erläutern Sie den Unterschied zwischen lokalem Auftriebsbeiwert und Auftriebsverteilung. Skizzieren Sie für einen Deltaflügel, Rechteckflügel und für einen Flügel mit elliptischem Grundriss die spannweiteige Verteilung des Auftriebs und des lokalen Auftriebsbeiwerts.

**A 6.11 Geometrische und aerodynamische Verwindung**

Erläutern Sie den Unterschied zwischen geometrischer und aerodynamischer Verwindung eines Tragflügels. Welchen Zweck hat die Verwindung?

**A 6.12 Deltaflügel**

Worin besteht der wesentliche Vorteil eines Deltaflügels und in welchem Bereich kommt dieser zum Tragen?

**A 6.13 Flügelpfeilung und Torsion**

Was sind die Effekte der Flügelpfeilung und der Torsion hinsichtlich der Strömungsablösung?

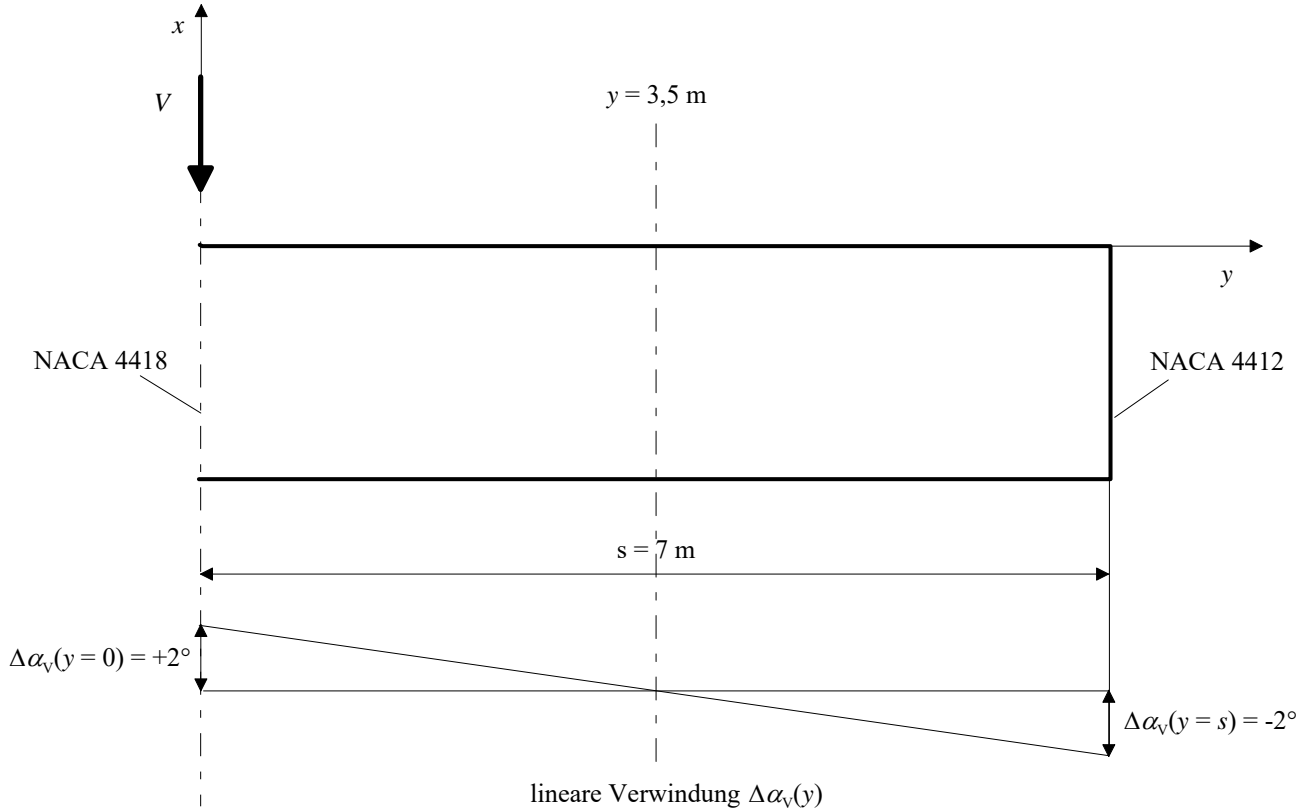
**A 6.14 Entwurfsziel des Tragflügelentwurfs**

Worin besteht das Entwurfsziel hinsichtlich des Überziehverhaltens eines Tragflügels und welche Möglichkeiten haben Sie um dieses Ziel zu erreichen?

**A 6.15 Tragflügelpolare**

1. Was ist die Aufgabe des Korrekturverfahrens nach Glauert?
2. Sie belegen einen Tragflügel in Spannweitenrichtung ( $y$ -Richtung) mit unterschiedlichen Profilen. Wie erhalten Sie für jede  $y$ -Position die resultierende Profilpolare?
3. Skizzieren Sie qualitativ die Abhängigkeit des Auftriebsanstiegs  $C_{A,\alpha}$  als Funktion der Flügelstreckung  $\Lambda$ .

**A 6.16 Ermittlung einer Tragflügelpolare**



Betrachtet wird ein Rechtecktragflügel mit der Halbspannweite  $s = 7 \text{ m}$  und einer linearen Verwindung gemäß Skizze. Das Flügelprofil wird aus den beiden NACA-Profilen 4418 (innen) und 4412 (außen) linear interpoliert.

Fluggeschwindigkeit:  $V = 277,2 \text{ km/h}$   
 kinematische Zähigkeit  $\nu = 17,11 \cdot 10^{-6} \text{ m}^2/\text{s}$   
 Streckung  $\Lambda = 7$   
 Auftriebsanstieg  $C_{A,\alpha} = 5,0$

1.) Berechnen Sie die Reynoldszahl  $Re_{l,\mu}$

2.) Berechnen Sie die interpolierte Profilpolare

Bestimmen Sie für diese Reynoldszahl die aus NACA 4412 (außen) und 4418 (innen) interpolierten Polare (Index  $P$ ), die Werte für  $C_{A,P}$  und  $C_{W,P}$  für die Anstellwinkel

$\alpha_P (y = 3,5 \text{ m}) = -4^\circ, 0^\circ, 4^\circ, 8^\circ$  und tragen Sie die Werte in die Tabelle ein.

Markieren Sie die entsprechenden Kurven und Werte in den beigegeführten Diagrammen.

NACA 4418 $y = 0$			NACA 4412 $y = 7$			gemittelte Polare $y = 3,5$		
$\alpha_{4418}$	$C_{A,4418}$	$C_{W,4418}$	$\alpha_{4412}$	$C_{A,4412}$	$C_{W,4412}$	$\alpha_P$	$C_{A,P}$	$C_{W,P}$

Index  $I$ : NACA 4418,

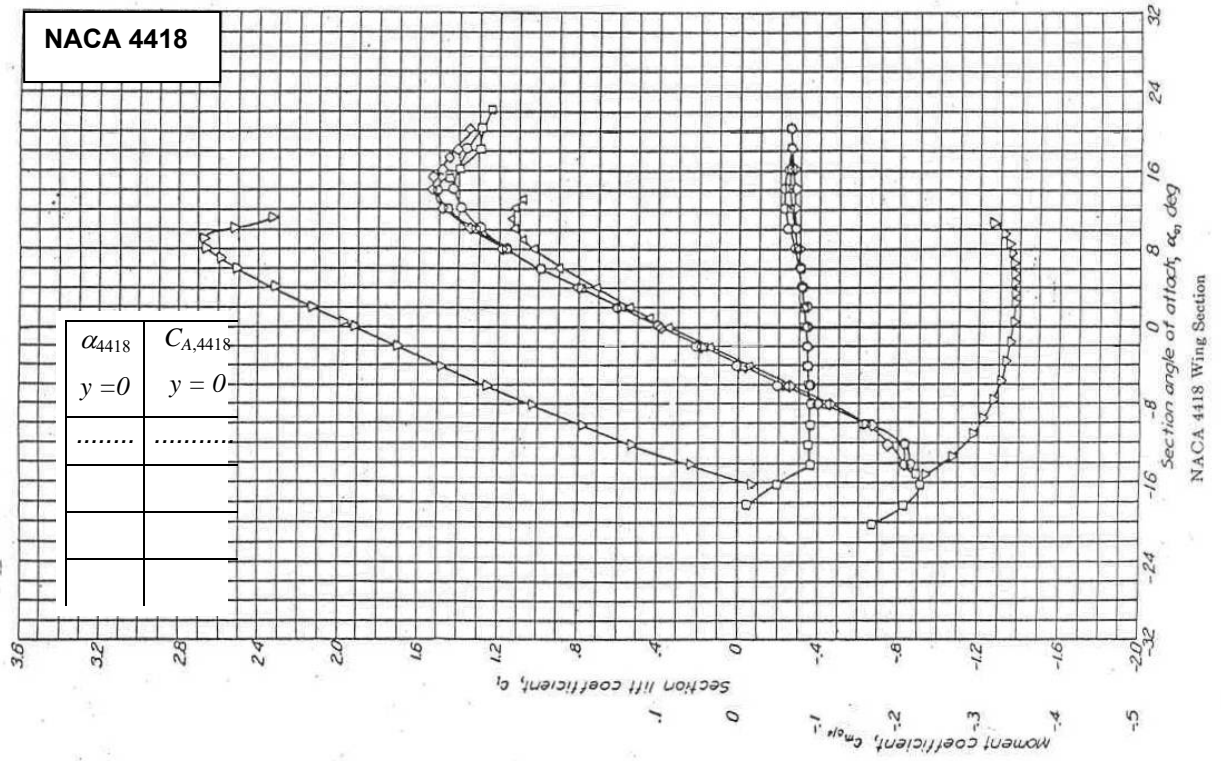
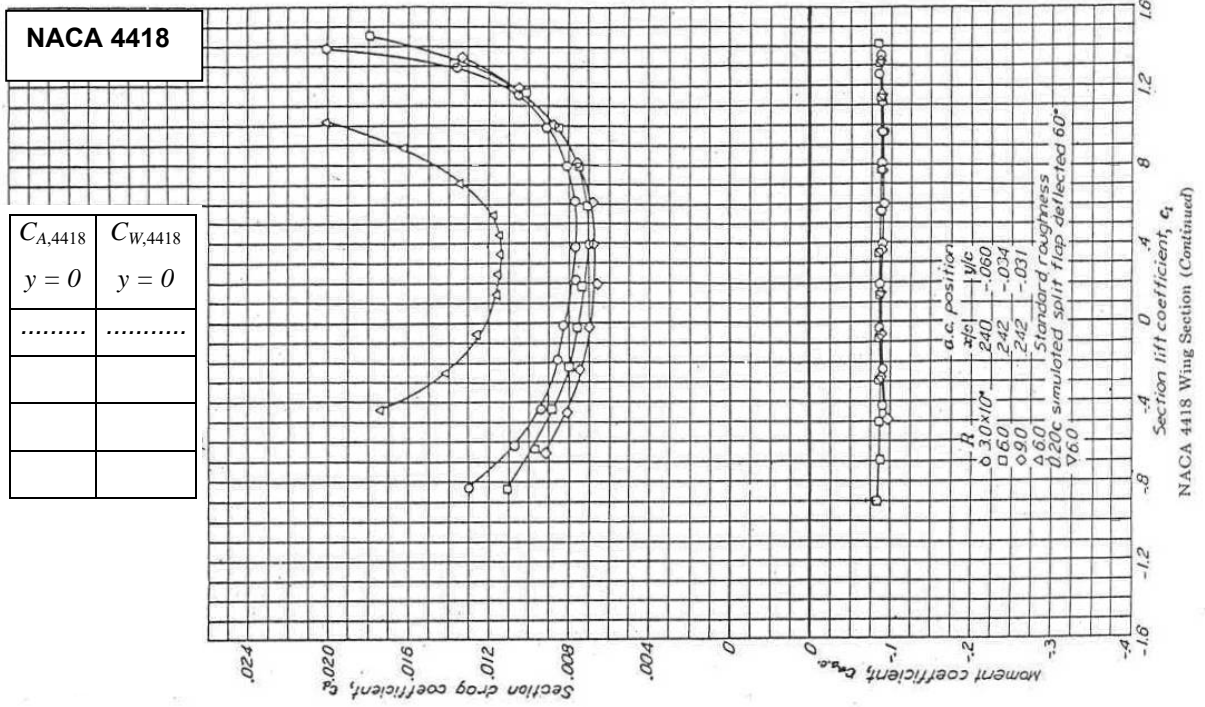
Index  $2$ : NACA 4412

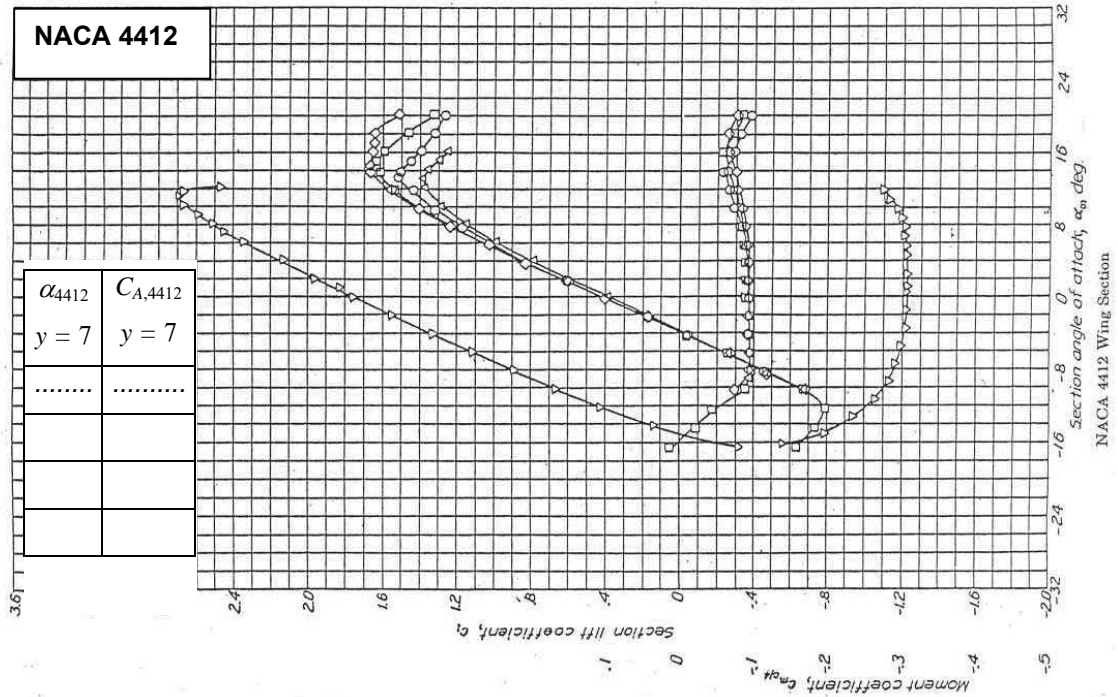
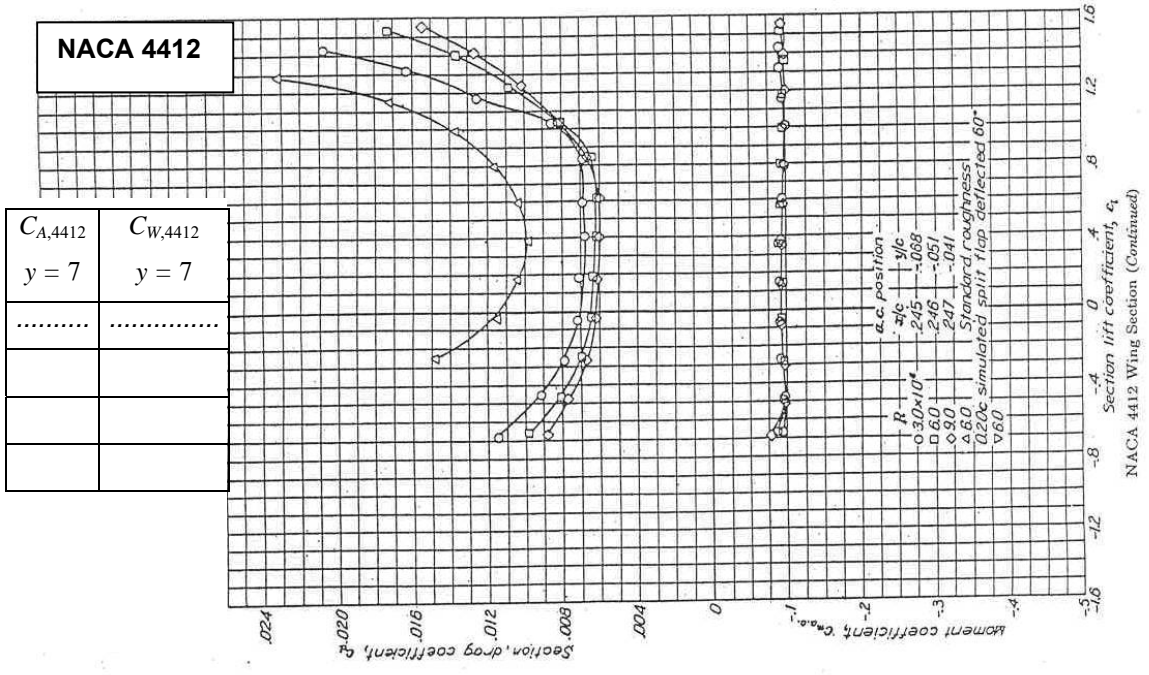
Index  $P$ : Interpoliertes Profil

3.) **Berechnen Sie die Flügelpolare für eine Streckung von  $\Lambda = 7$**

Rechnen Sie die Werte des gemittelten Profils ( $\Lambda = \infty$ ) auf einen Flügel mit einer Streckung von  $\Lambda = 7$  um und skizzieren Sie den Verlauf von  $C_{A,P} = f(\alpha_P)$  und  $C_{A,P} = f(C_{W,P})$  jeweils für das Profil ( $\Lambda = \infty$ ) und den Flügel mit  $\Lambda = 7$ .

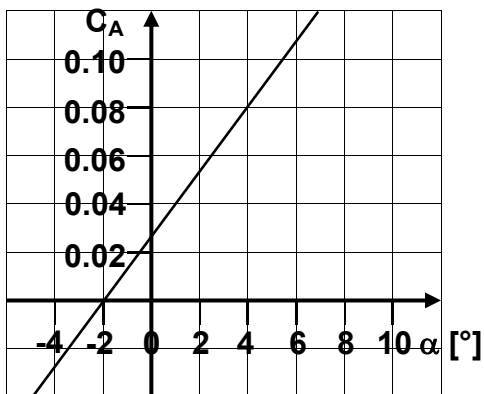
$\alpha_P$ [°]	$C_{A,P}$	$C_{W,P}$	$\alpha_i$ [°]	$\alpha_g$ [°]	$C_{W,i,\Lambda=7}$	$C_{W,\Lambda=7}$



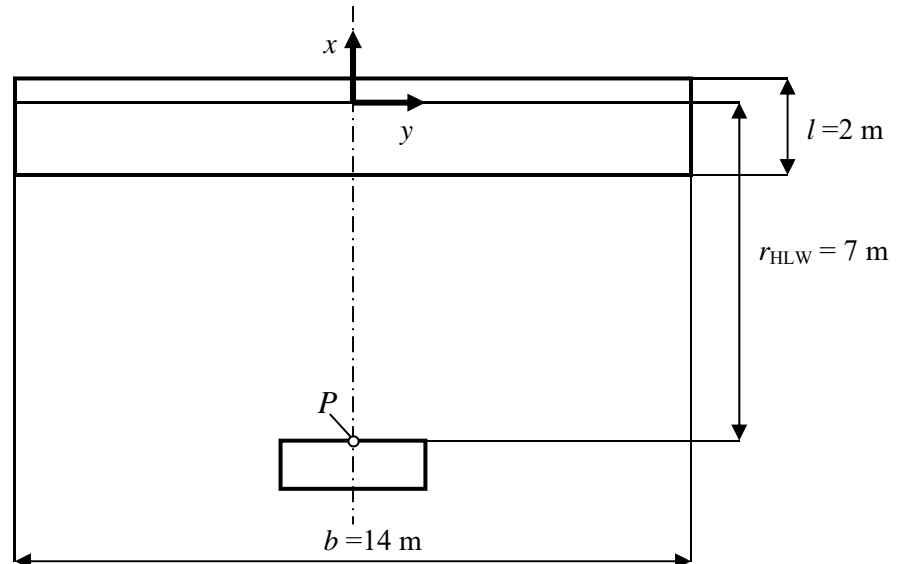


## A 6.17

Für das skizzierte Ultraleichtflugzeug sind im Auslegungspunkt folgende Berechnungen durchzuführen:



Polare des Höhenleitwerks

**Auslegungspunkt**

- |  |                               |
|--|-------------------------------|
| - Flugzeugmasse                                | $m = 450 \text{ kg}$          |
| - Fluggeschwindigkeit:                         | $V_\infty = 180 \text{ km/h}$ |
| - Dichte:                                      | $\rho = 1,0 \text{ kg/m}^3$   |
| - Geometrischer Anstellwinkel des Tragflügels: | $\alpha_g = 3^\circ$          |
| - Einstellwinkel des Tragflügels:              | $\varepsilon_F = 0^\circ$     |
| - Profilwirkungsfaktor des Tragflügels         | $\eta_P = 1$                  |
| - Lastvielfaches:                              | $n_z = 4$                     |

1. Bestimmen Sie für den Tragflügel den Abminderungsfaktor  $e = 1 + \delta_G$  gegenüber einer elliptischen Auftriebsverteilung

2. Berechnen Sie den durch den Tragflügel induzierten Widerstand  $W_i$

3. Berechnen Sie unter der Annahme einer konstanten Zirkulationsverteilung ( $\Gamma = \text{const.}$ ) die Zirkulationstärke  $\Gamma$  auf der  $l/4$ -Linie des Tragflügels

4. Berechnen Sie unter der Annahme einer konstanten Zirkulationsverteilung ( $\Gamma = \text{const.}$ ) den Einstellwinkel  $\varepsilon_{\text{HLW}}$  des Höhenleitwerks, so daß der lokale Auftriebsbeiwert  $c_a$  des Höhenleitwerks an der Stelle  $P(y=0)$  zu Null wird.