

### **A6.1 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

### **A6.2 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?

### **A6.3 Prandtl'schen Traglinientheorie**

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

### **A6.4 Auftriebs- und Abwindverteilung nach der einfache Traglinientheorie**

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

### **A6.5 Abwindfeld und Auftrieb**

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

### **A6.6 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.

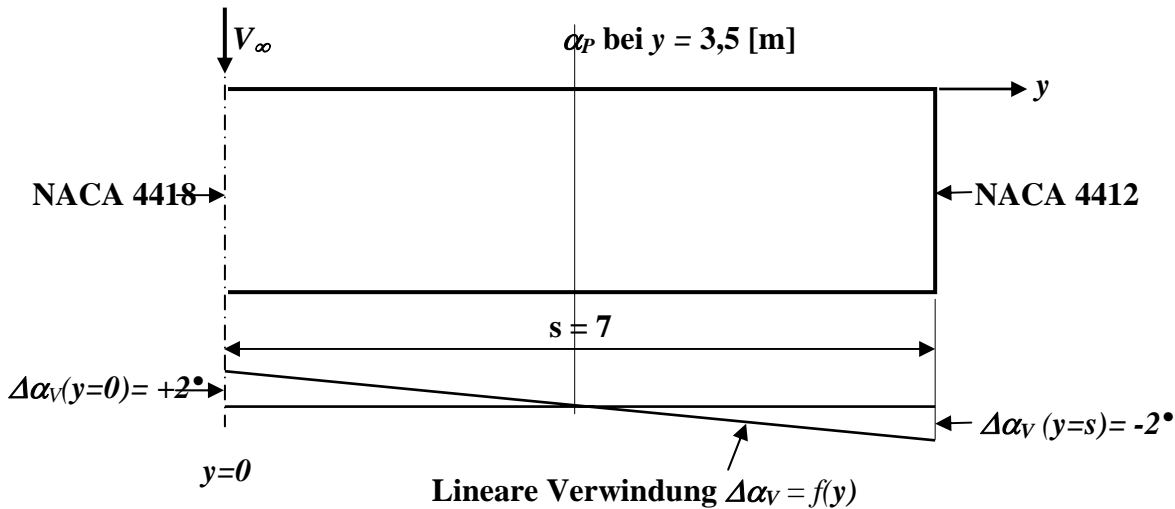
### **A6.7 Lokaler Auftriebsbeiwert und Auftriebsverteilung**

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 Auftriebsbeiwertes.

### **A6.8 Geometrische und aerodynamische Verwindung**

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

**A6.9 Ermittlung einer Tragflügelpolare**



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

Fluggeschwindigkeit:  $V = 277.2$  [km/h]  
 kinematische Zähigkeit  $\nu = 17.11 \cdot 10^{-6}$  [m<sup>2</sup>/s]  
 Streckung  $\Lambda = 7$   
 Auftriebsanstieg  $C_{A\alpha,ne} = 5.0$

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 beigefügten 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 1: NACA 4418,

Index 2: NACA 4412

Index  $P$ : Interpoliertes Profil

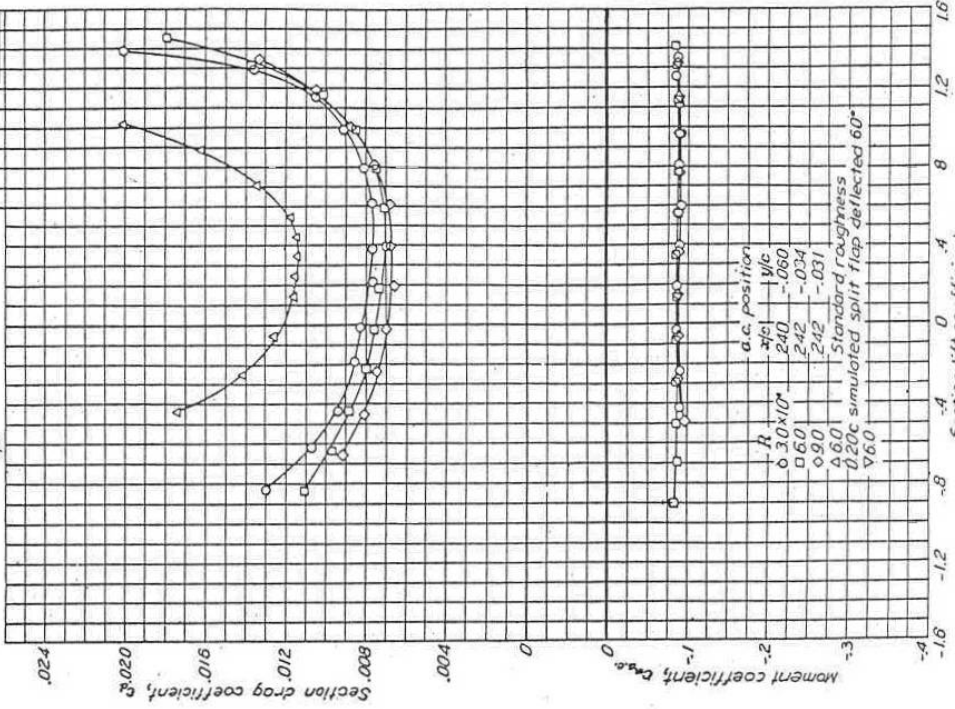
3.) Berechnen Sie die Flügelpolare für eine Streckung von  $\Lambda = 7$

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  $C_{W,P} = f(C_{W,P})$  jeweils für das Profil ( $\Lambda = \infty$ ) und den Flügel mit  $\Lambda = 7$ .

$\alpha_p$ [grd]	$C_{A,P}$	$C_{W,P}$	$\alpha_i$ [grd]	$\alpha_g$ [grd]	$C_{W,i,\Lambda=7}$	$C_{W,\Lambda=7}$
.....	.....	.....	.....	.....	.....	.....

**NACA 4418**

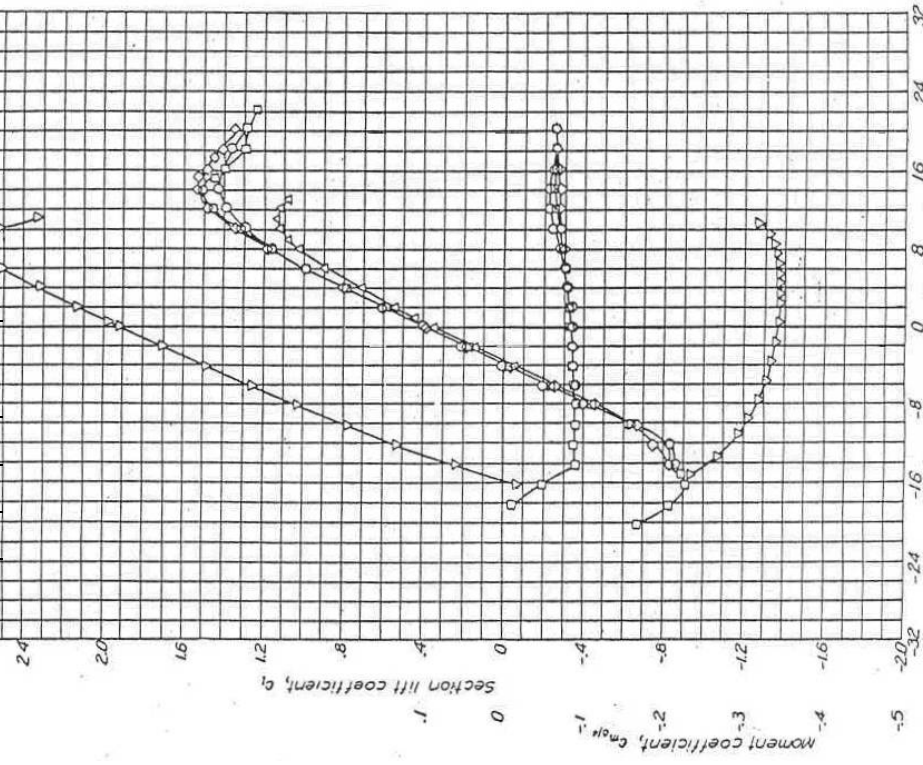
$C_{A,4418}$	$C_{W,4418}$
$y = 0$	$y = 0$
.....	.....



NACA 4418 Wing Section (Continued)

**NACA 4418**

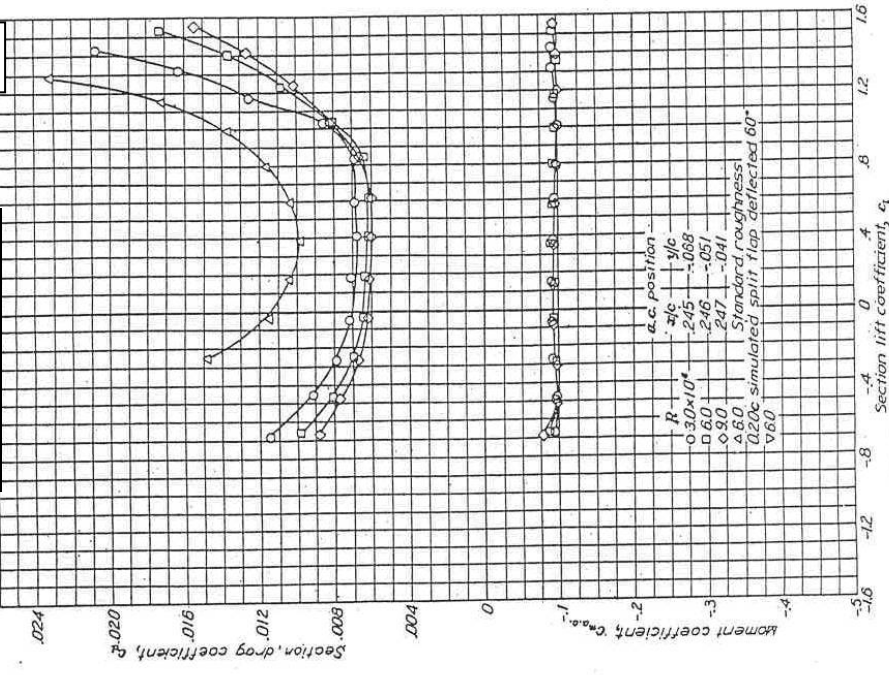
$\alpha_{4418}$	$C_{A,4418}$
$y = 0$	$y = 0$
.....	.....



NACA 4418 Wing Section

$C_{A,4412}$	$C_{W,4412}$
$y = 7$	$y = 7$
.....	.....

**NACA 4412**

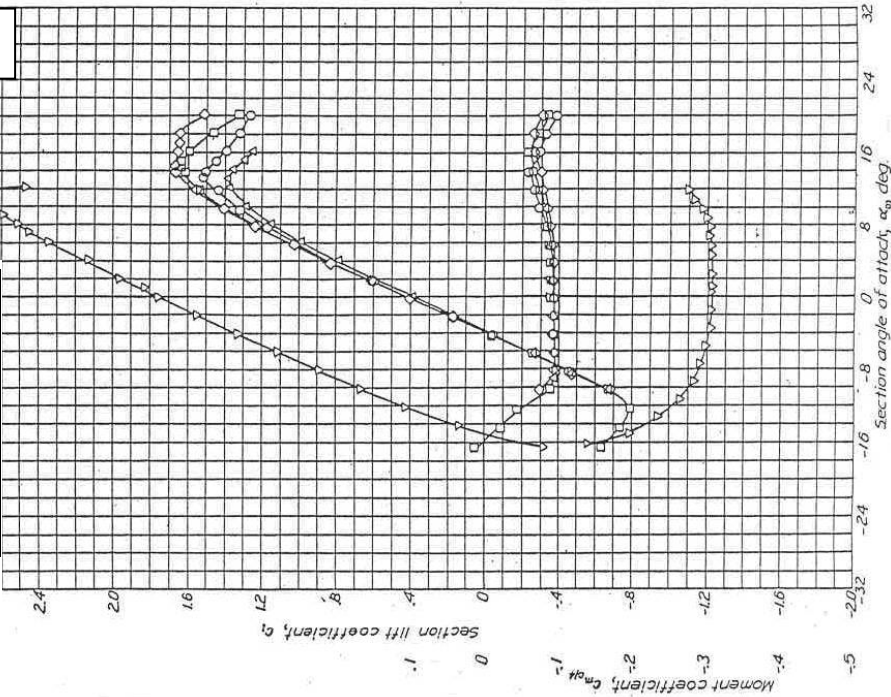


$R = 3.0 \times 10^6$   
 $a.c. position -$   
 $\frac{x}{c} \quad \frac{y}{c}$   
 $\triangle 245 \quad -0.088$   
 $\square 246 \quad -0.051$   
 $\circ 247 \quad -0.041$   
 $\triangle 60$  Standard roughness  
 $\triangle 20$  simulated split flap deflected  $60^\circ$   
 $\nabla 60$

NACA 4412 Wing Section (Continued)

$\alpha_{4412}$	$C_{A,4412}$
$y = 7$	$y = 7$
.....	.....

**NACA 4412**



NACA 4412 Wing Section