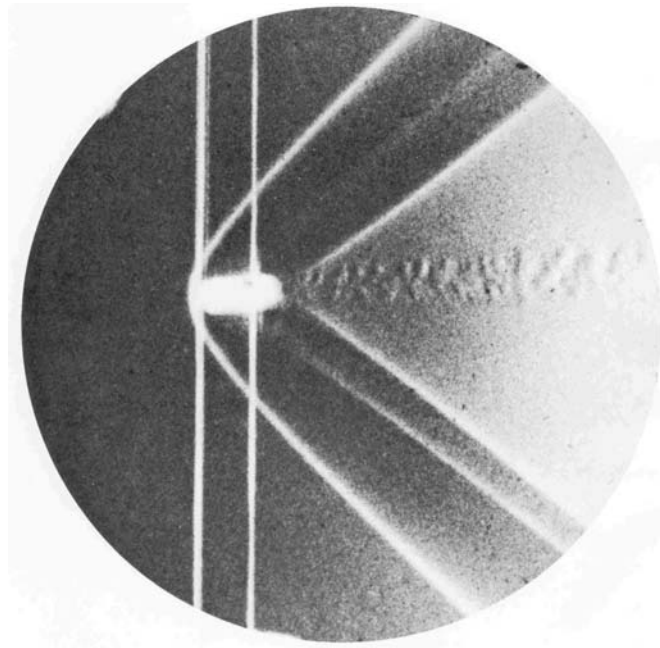


**A 9.1**

Bestimmen Sie näherungsweise die Anström-Machzahl  $M_1$  aus der Schlierenaufnahme (Abb. 9.2).

**A 9.2**

Sie führen in einem Windkanal eine Profiluntersuchung durch.

**Versuchsbedingungen**

- Statische Temperatur:  $T = 25^\circ\text{C}$
- Statischer Druck:  $p = 985 \text{ hPa}$
- Relative Luftfeuchte:  $\varphi = 68\%$
- Staudruck:  $q = 1042 \text{ Pa}$
- Profiltiefe:  $l_\mu = 0,5 \text{ m}$

**Messwerte**

$\alpha = 2^\circ$ :  $C_A = 0.3$ ,  $C_W = 0,01$ ,  $\alpha = 8^\circ$ :  $C_A = 0.95$ ,  $C_W = 0,014$

Berechnen Sie die Anströmgeschwindigkeit in der Messstrecke  $v_\infty$ , Reynolds-Zahl  $Re_{l_\mu}$  für das Profil, und überprüfen Sie, ob Sie sich im inkompressiblen oder im kompressiblen Unterschall befinden.

**A 9.3**

Berechnen Sie auf der Basis dieser Messwerte den Auftriebsanstieg  $C_{A\alpha}$  und den Auftriebsbeiwert  $C_A$  bei  $\alpha = 5^\circ$  für das Profil bei einer Mach-Zahl von  $M = 0,65$ .

**Messwerte bei  $M = 0,12$** 

$\alpha = 2^\circ$ :	$C_A = 0,3$ ,	$C_W = 0,01$
$\alpha = 8^\circ$ :	$C_A = 0,95$ ,	$C_W = 0,014$

**A 9.4**

Sie befinden sich auf Ihrer Reise Flughöhe auf Flugfläche FL410 und fliegen mit einer Mach-Zahl von  $M = 0,82$ . Es herrschen die Bedingungen der Normatmosphäre.

Berechnen Sie den statischen Druck  $p_A$  und den  $c_p$ -Wert an der Stelle Ihres Profils, an der zum ersten Mal Überschallgeschwindigkeit auftritt.

**A 9.5**

Betrachtet wird ein NACA-0005 Profil.

1. Welche Profileigenschaften können Sie anhand dieser Bezeichnung erkennen?
2. Berechnen Sie nach der Überschalltheorie von Ackeret für das Profil NACA-0005 bei einem Anstellwinkel von  $\alpha = 4^\circ$  für  $M = 2,0$  und  $M = 4,0$  folgende Werte:
  - a)  $c_p$ -Wert bei  $x/l = 0,3$
  - b) Auftriebsanstieg  $dc_A/d\alpha$
  - c) Neutralpunktlage
  - d) Nullauftriebswinkel
  - e) Nullmoment
3. Vergleichen und bewerten Sie die Ergebnisse mit den Ergebnissen der ebenen Platte.

**A 9.6**

Eine ebene Platte mit einer Fläche von  $A = 1 \text{ m}^2$  wird bei einem Anstellwinkel von  $\alpha = 3^\circ$  mit einer Machzahl von  $M = 3,0$  angeströmt.

Die Temperatur in der Messstrecke beträgt  $T = 260 \text{ K}$ , der statische Druck  $p = 500 \text{ hPa}$ .

Berechnen Sie die Kraft auf die Platte.

**A 9.7**

Für ein Überschallverkehrsflugzeug ist die erforderliche Triebwerksleistung für folgenden Auslegungspunkt abzuschätzen:

**geg.:**

Flughöhe:	$H$	=	19
Flugmachzahl	$M_\infty$	=	2,2
Flugzeugmasse	$m$	=	$180 \cdot 10^3$
Lastvielfaches	$n_z$	=	1

a) Berechnen Sie für die angegebene Flughöhe  $H$  und Machzahl  $M_\infty$  entsprechend der ISA-Standardatmosphäre:

Statische Temperatur  $T$ , Schallgeschwindigkeit  $c$ , Fluggeschwindigkeit  $V_\infty$ , statischer Druck  $p$ , Dichte  $\rho$ , dynamischen Druck  $\bar{q}$ , dynamische Viskosität  $\mu$ , und kinematische Viskosität  $\nu$ .

b) Berechnen Sie den Reibungswiderstand, den Wellenwiderstand und den Gesamtwiderstand

Flügel:  $S_{\text{ref}} = 200 \text{ m}^2$ ,  $l_{\text{ref}} = 10 \text{ m}$   
 Seitenruder:  $S_{\text{ref}} = 20 \text{ m}^2$ ,  $l_{\text{ref}} = 3 \text{ m}$

Für Flügel als auch Seitenleitwerk wird das gleiche Profil verwendet: Doppelparabel mit  $d/l = 8\%$ ,  $x_d/l = 30\%$ ,

Der Rumpf kann durch einen Zylinder mit dem Durchmesser  $D_R = 3 \text{ m}$  und einer Länge von  $l_R = 80 \text{ m}$  angenähert werden.

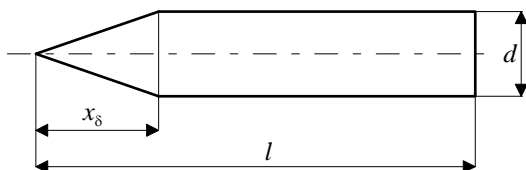
Es existieren kein Höhenruder, kein Entenleitwerk; Interferenzwiderstände können vernachlässigt werden, ebenso kann der Wellenwiderstand des Rumpfs vernachlässigt werden.

**A 9.8**

Eine Rakete befindet sich beim Aufstieg in einer Höhe von  $H = 30 \text{ km}$  und hat auf eine Geschwindigkeit von  $V_\infty = 1,2 \text{ km/s}$  beschleunigt.

Hauptabmessungen:  $l = 54 \text{ m}$ ,  $d = 5,4 \text{ m}$ ,  $x_\delta = 10 \text{ m}$ . Es gelten die Bedingungen der Normatmosphäre. Berechnen Sie folgende Widerstandskomponenten

- Reibungswiderstand  $W_R$
- Heckwiderstand  $W_H$
- Wellenwiderstand  $W_W$
- Gesamtwiderstand  $W_{\text{ges}}$

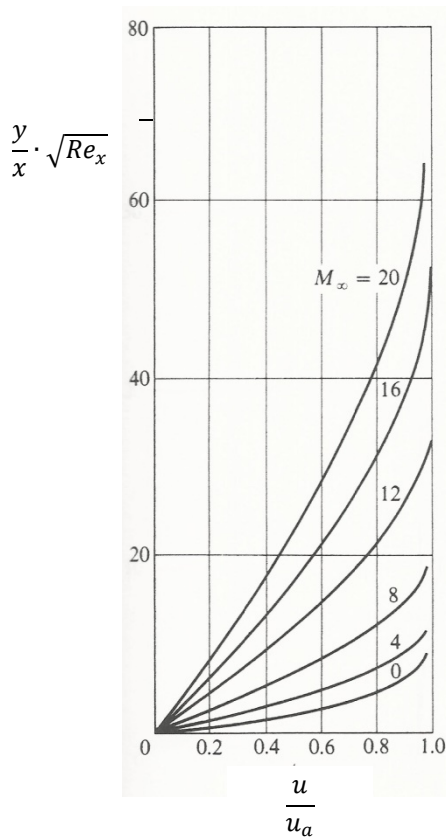


**A 9.9**

Das US-space shuttle befindet sich in der Wiedereintrittsphase in die dichtere Erdatmosphäre und wurde bereits auf eine Geschwindigkeit von 6 km/s abgebremst.

Berechnen Sie die Dicke die Strömungsgrenzschicht an der Flügeloberseite einen Meter stromabwärts der Flügelvorderkante erreicht hat. Es liegen die Bedingungen der Normatmosphäre vor.

Die Grenzschichtdicke können Sie näherungsweise folgendem Diagramm entnehmen.



Geschwindigkeitsverteilung in der Grenzschicht einer adiabaten, ebenen Platte (Van Driest, E.R.: *Investigation of Laminar Boundary Layer in Compressible Flow Using the Crocco Method*, NACA TN 2579, January 1952)

$u$ : Geschwindigkeit in x-Richtung  
 $u_a$ : Geschwindigkeit am Grenzschichttrand

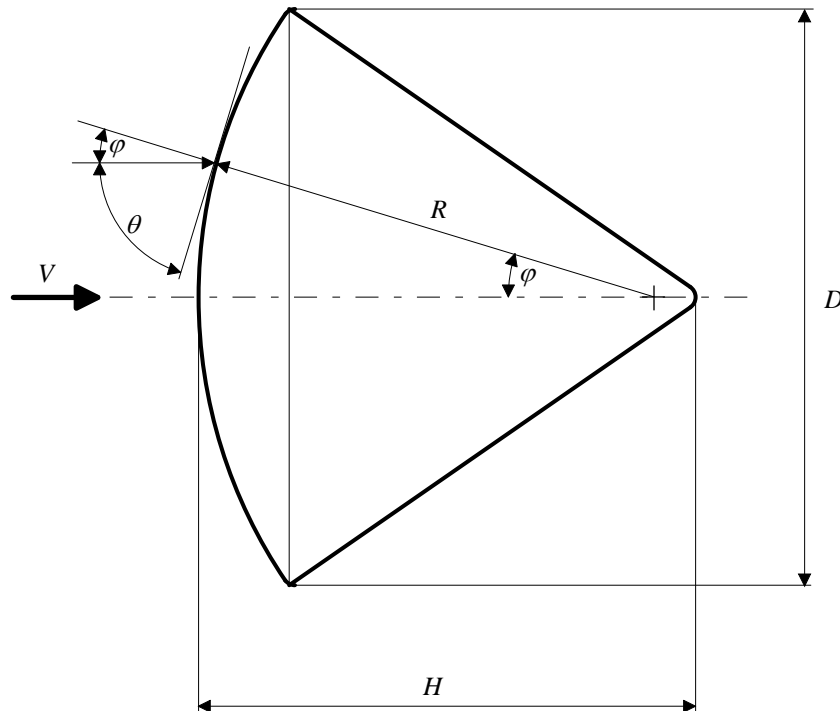
**A 9.10**

Berechnen Sie für ein ideales Gas die Temperatur im Staupunkt für eine Mach-Zahl von  $M = 20$  in einer Flughöhe von  $H = 60$  km. Bewerten Sie das Ergebnis.

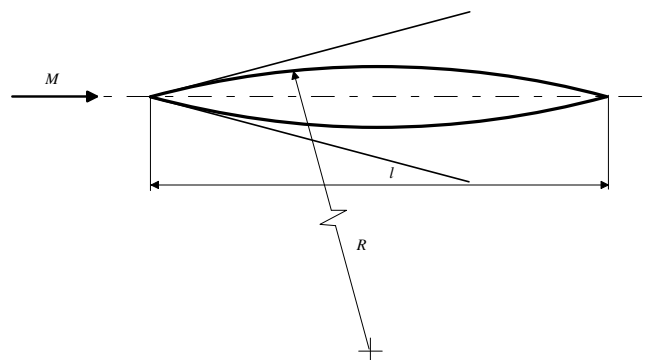
**A 9.11**

Sie befinden sich in einer Rückkehrkapsel in der Wiedereintrittsphase in einer Höhe von  $H = 68$  km. Ihre Geschwindigkeit beträgt zu diesem Zeitpunkt  $V_\infty = 6$  km/s. Es gelten die Bedingungen der Normatmosphäre. Berechnen Sie für die Mittellinie der Rückkehrkapsel die Druckverteilung.

Abmessungen:  $D = 3,92$  m,  $H = 3,23$  m,  $R = 3$  m

**A 9.12**

Sie fliegen in einer Höhe von  $H = 40$  km mit  $M = 8$ . Der Tragflügel hat ein symmetrisches Kreisbogenprofil ( $R = 1,05$ ,  $l = 1,0$ ). Es gelten die Bedingungen der Normatmosphäre. Berechnen Sie für einen Anstellwinkel von  $\alpha = 0$  die  $c_p$ -Werte an der Oberseite des Profils mit Hilfe der Stoß-Expansions-Methode.



**A 9.13**

Für den in Aufgabe A 9.9 betrachteten Flugzustand des US-shuttles beim Wiedereintritt gelten folgende Parameter:

Höhe  $H = 68$  km, Geschwindigkeit  $V_\infty = 6$  km/s, Mach-Zahl  $M_\infty = 20$

Bedingungen entsprechend ISA:

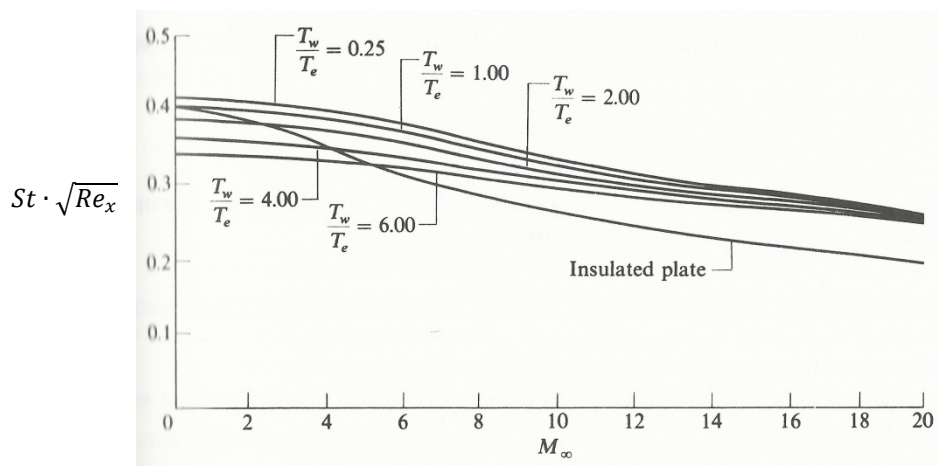
$T_\infty = 224,65$  K,  $a = 300,55$  m/s,  $\nu_\infty = 0,1416$  m<sup>2</sup>/s,  $\rho_\infty = 0,000104$  kg/m<sup>3</sup>

Die Außenhaut des shuttles hat sich an der Unterseite, einen Meter stromabwärts der Flügelvorderkante soweit aufgeheizt, dass ein Strahlungsgleichgewicht zwischen dem auftreffenden Wärmestrom und dem abgestrahlten Wärmestrom besteht.

Berechnen Sie unter der Annahme eines idealen Gases folgende Wärmeströme

1. Der maximal von außen einwirkende Wärmestrom  $\dot{q}_{\max}$
2. Der von der Grenzschicht an die Wand übertragene Wärmestrom  $\dot{q}_{\text{gw}}$
3. Der durch Strahlung von der Wand (Emissionskoeffizient  $\varepsilon = 0,6$ ) abgeführte Wärmestrom  $\dot{q}_{\text{rad}}$
4. Der konvektiv in die Struktur übertragene Wärmestrom  $\dot{q}_{\text{konv}}$

Die Stanton-Zahl können Sie näherungsweise folgendem Diagramm entnehmen



(Van Driest, E.R.: *Investigation of Laminar Boundary Layer in Compressible Flow Using the Crocco Method*, NACA TN 2579, January 1952)