

A8.1 Prandtl-Rohr

Zur Geschwindigkeitsbestimmung ist Ihr Flugzeug mit einem Prandtl-Rohr ausgerüstet. Damit erfassen Sie die beiden Messgrößen statischer Druck p und Totaldruck p_0 . Sie fliegen auf Meeresniveau und es liegen die Bedingungen der Standard-Atmosphäre (ISA) vor. Infolge einer kontinuierlichen Beschleunigung erhöht sich durch die zunehmende Geschwindigkeit der gemessene Totaldruck.

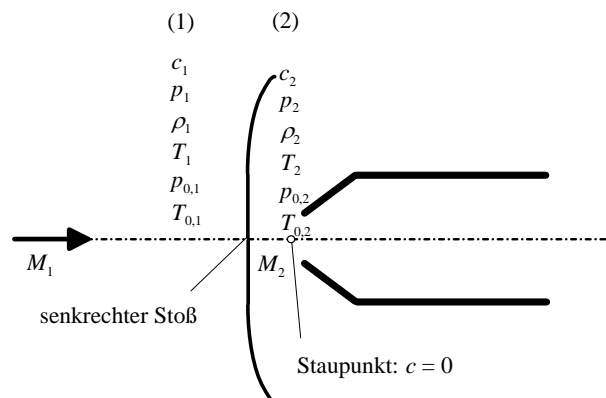
- Bestimmen Sie für den Totaldruckbereich $1,0 \text{ bar} < p_0 < 1,8 \text{ bar}$ zunächst die sich daraus ergebende Geschwindigkeit c_{ik} unter der Annahme einer inkompressiblen Strömung und die Geschwindigkeit c_k , die sich bei einer kompressiblen Betrachtung der Strömung ergibt.
- Stellen Sie die beiden Ergebnisse in einem Diagramm $c = c(p_0)$ für den Bereich $1,0 \text{ bar} < p_0 < 1,8 \text{ bar}$ dar.
- Bewerten Sie das Ergebnis.

A8.2 Prandtl-Rohr

Zur Geschwindigkeitsmessung in einer Überschallströmung verwenden Sie das in der Skizze dargestellte Prandtl-Rohr. Bei der Berechnung können Sie Luft als ideales Gas betrachten. Mit Ihrem Luftdatensystem erfassen Sie folgende Messgrößen:

- Statischer Druck $p_2 = 1,059 \cdot 10^5 \text{ Pa}$
- Totaldruck $p_{0,2} = 1,299 \cdot 10^5 \text{ Pa}$
- Statische Temperatur $T_2 = 402,29 \text{ K}$
- Totaltemperatur $T_{0,2} = 426,38 \text{ K}$

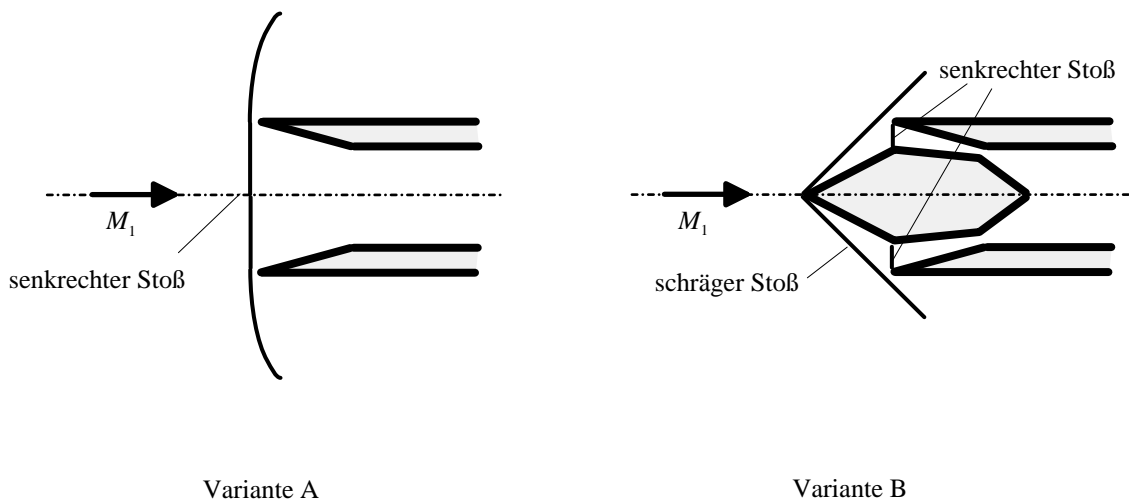
Zu berechnen ist die Strömungsgeschwindigkeit c_1 vor dem Stoß, also die Fluggeschwindigkeit. Der Verdichtungsstoß, der sich vor der Sonde bildet, ist zwar abgehoben und gekrümmt, in dem Bereich der Staupunktströmlinie liegt jedoch ein senkrechter Verdichtungsstoß vor.



A8.3 Triebwerkseinlauf

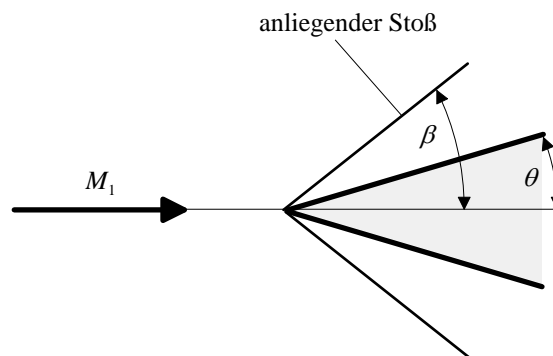
Ein Überschalleinlauf soll für eine Fluggeschwindigkeit von $M_\infty = 3,0$ so ausgelegt werden, so dass die Mach-Zahl vor dem Verdichter bei $M < 0,6$ liegt. Ihre Firma steht dabei in Konkurrenz zu dem Unternehmen „Wir machen's billiger“. Diese bietet einen sehr einfachen Einlauf an, bei dem die Strömung durch einen einzigen senkrechten Stoß auf Unterschallgeschwindigkeit abgebremst wird (Variante A). Ihr Entwurf ist deutlich komplexer und sieht, ähnlich dem Triebwerkseinlauf der Lockheed SR71, einen axial verschiebbaren Kegel im Einlauf vor, der zunächst eine schräge Stoßfront mit einem Winkel von $\beta = 40^\circ$ erzeugt, gefolgt von einem senkrechten Verdichtungsstoß (Variante B).

Mit welchen Argumenten könnten Sie den Kunden trotz der höheren Kosten aufgrund des komplexeren Aufbaus von den Vorteilen Ihres Entwurfs überzeugen?



A8.4 Keil im Überschall

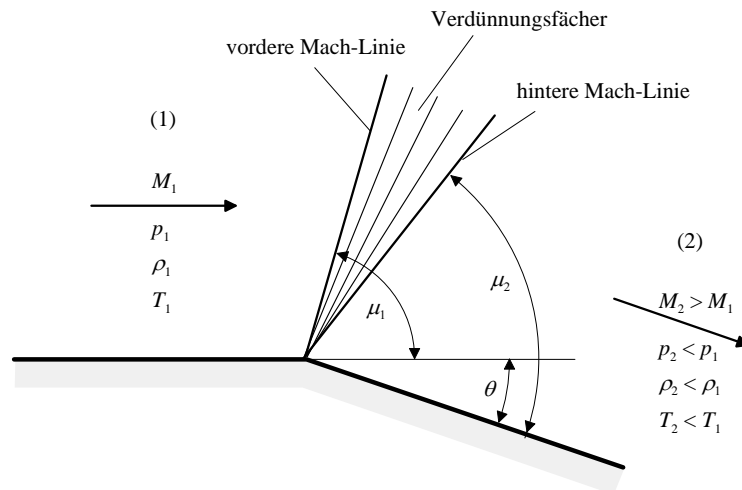
In der Messstrecke Ihres Windkanals untersuchen Sie das Strömungsfeld um einen keilförmigen Körper mit einem Halbwinkel von $\theta = 15^\circ$. Die Mach-Zahl in der Düsenaustrittsebene und der Messstrecke beträgt $M_e = 3,0$.



1. Welchen Winkel β erwarten Sie für den anliegenden, schrägen Stoß an dem Keil?
2. Berechnen Sie den dimensionslosen Druckbeiwert c_p an der Oberfläche des Keils.

A8.5 Expansionsrampe

Luft strömt um eine Expansionsrampe wobei die Strömung um den Rampenwinkel von $\theta = 20^\circ$ umgelenkt wird. Vor der Umlenkung betragen der statische Druck $p_1 = 4,5$ bar und die statische Temperatur $T_1 = 200$ K. Nach der Umlenkung messen Sie eine Totaltemperatur von $T_{0,2} = 560$ K. Luft kann als ideales Gas angenähert werden. Die Expansion erfolgt isentrop ($ds = 0$).



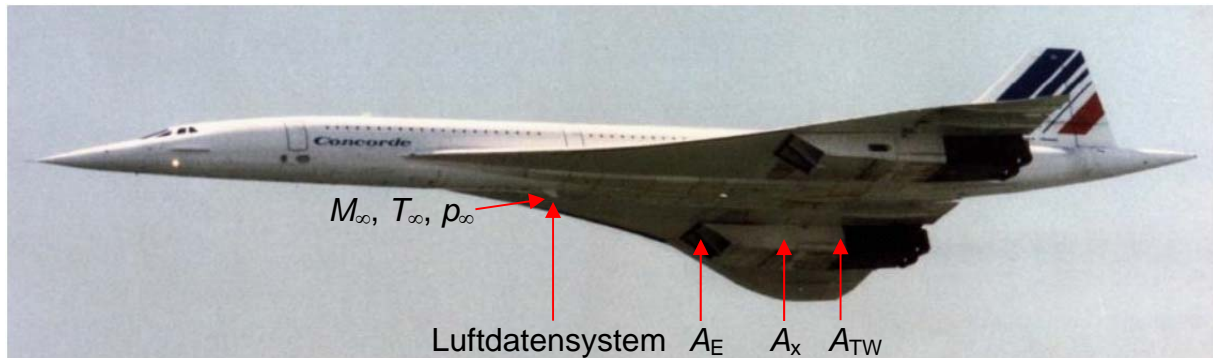
1. Wie groß ist die Zuström-Mach-Zahl M_1 ?
2. Berechnen Sie die Winkel μ_1 und μ_2 der vorderen und hinteren Mach'schen Linie des Expansionsfächers.
3. Bestimmen Sie den statischen Druck p_2 , die statische Temperatur T_2 und die Dichte ρ_2 nach der Expansion.

A8.6 Auslegung eines Überschallwindkanals

Auslegungsmachzahl: $M_e = 2,5$
 Konische Düse, Austrittsdurchmesser: $D_e = 1$ m
 Umgebungsluftdruck: $p_\infty = 1$ bar

1. Berechnen Sie unter der Annahme einer angepassten Düse und für Luft als ideales Gas den Durchmesser D^* des Düsenhalses A^*
2. Berechnen Sie für die folgenden Konstruktionsvarianten den erforderlichen Kesseldruck p_0 vor der Expansion in der Düse und den statischen Druck p_e in der Messstrecke.
 - a) Der Kanal soll über eine offene Messstrecke verfügen, das heißt die Düse expandiert direkt in die freie Umgebung
 - b) An das Düsenende wird ein zylindrisches Segment (Messstrecke) angefügt. Anschließend strömt die Luft in die freie Umgebung. Am Ende des zylindrischen Segments steht ein senkrechter Stoß.

A8.7 Überschall-Verkehrsflugzeug



Ein Überschallverkehrsflugzeug erhält die Freigabe auf FL360 zu steigen. Zum Zeitpunkt der Freigabe werden von dem Luftdatensystem folgende Größen gemessen:

- Statischer Umgebungsdruck: $p_\infty = 160 \text{ hPa}$
- Statische Umgebungstemperatur: $T_\infty = -53,9 \text{ }^\circ\text{C}$
- Totaltemperatur vor dem Triebwerkseinlauf: $T_0 = 159 \text{ }^\circ\text{C}$

Hinweise

- Luft kann als ideales Gas angenommen werden
- Temperaturgradienten entsprechen ISA

1. Liegen an diesem Punkt ISA-Bedingungen vor? Kurze Begründung!
2. Berechnen Sie mit den Angaben des Luftdatensystems das QNH (Luftdruck, bezogen auf Meeresniveau), wenn die statische Temperatur am Flugplatz beim Start $T_\infty = 34,85 \text{ }^\circ\text{C}$ betrug und der Platz auf einer Höhe von $h = 615 \text{ m}$ liegt.
3. Berechnen Sie die Flugmachzahl M_∞ aus den Werten des Luftdatensystems.
4. Berechnen Sie den Totaldruck p_t vor dem Luftdatensystem.
5. Berechnen Sie den Druck $p_{0,2}$, der am Pitot-Rohr des Luftdatensystems anliegt.
6. Im Einlaufkanal steht Ihnen zwischen den Ebenen A_E und A_x eine regelbare Rampe zur Verfügung. Welchen Rampenwinkel müssen Sie einstellen, damit in der Ebene A_x die Normalkomponente der Machzahl vor dem Stoß $M_{n,1} = 1,414$ beträgt?
7. Berechnen Sie die Machzahl M_x in der Ebene A_x .
8. Wie groß muss das Flächenverhältnis A_E/A_x sein?