

第六章习题及参考答案

6-1 氢气温度为 45°C ，求其音速。

答：1354m/s

6-2 重量为 2200N 的氧气，从 50°C 增加至 70°C ，求焓的总增加量。

答：4113kJ

6-3 已知水的弹性系数 $E = \rho \frac{dp}{d\rho}$ ，要使水以音速从喷管射出，则喷管前水的压强

应为多大？

答： 10^6kN/m^2

6-4 已知标准大气层沿高程的空气温度递减率为 0.0065°C/m ，若地面温度为 20°C ，求高程为 2000，5000，10000m 处的音速。

答：335，323，302m/s

6-5 作绝热流动的二氧化碳气体，在某点的温度 $t_1 = 60^{\circ}\text{C}$ ，速度 $V_1 = 14.8\text{m/s}$ ，

求同一流线上的另一点的温度 $t_2 = 30^{\circ}\text{C}$ 处的速度 V_2 值。

答：225m/s

6-6 氦气作绝热流动，已知断面 1 的参数为 $t_1 = 60^{\circ}\text{C}$ ， $V_1 = 10\text{m/s}$ ，求断面 2 处

$V_2 = 180\text{m/s}$ 时的 t_2 值和 p_2/p_1 值。

答： 56.88°C ，0.977

6-7 空气在直径 $d = 102\text{mm}$ 的管路中流动，重量流量 $G = 9.8\text{N/s}$ ，滞止温度 $t_0 = 38^{\circ}\text{C}$ ，某断面的绝对压强 $p = 41360\text{N/m}^2$ ，求该处的流速及马赫数。

答： $V=239\text{m/s}, M=0.71$

6-8 15°C 的氦气绕某物体流动，在物体前缘驻点测得气体温度为 38°C ，求氦气的趋近流速。

答：136m/s

6-9 飞机在 20000m 的高空飞行，航速 2400km/h，空气温度 -56.5°C ，求飞行的马赫数。

答：2.25

6-10 过热蒸汽的温度为 430°C ，压强为 5000kN/m^2 ，速度为 525m/s ，求蒸汽的滞

止参数。

答: $p_0 = 7493 \text{ kN/m}^2, T_0 = 777 \text{ K}, \rho_0 = 20.9 \text{ kg/m}^3$

6-11 绝热气流的滞止压强 $p_0 = 490 \text{ kN/m}^2$, 滞止温度 $T_0 = 293 \text{ K}$, 求滞止音速 a_0 及 $M = 0.8$ 处的音速, 流速和压强值。

答: $a_0 = 343 \text{ m/s}, a = 322 \text{ m/s}, V = 257.6 \text{ m/s}, p = 321.8 \text{ kN/m}^2$

6-12 空气从温度为 70°C , 压强为 686 kN/m^2 的密闭容器中绝热排出, 求 $M=0.6$ 处的速度、温度、压强和密度值。

答: $T = 320 \text{ K}, V = 215 \text{ m/s}, p = 538 \text{ kN/m}^2, \rho = 5.86 \text{ kg/m}^3$

6-13 绝热流动中的空气, 温度为 20°C , 要求压强的相对计算误差 $\frac{\Delta p}{\rho V^2 / 2}$ 不超过

1.5%, 问气流速度多大时, 可允许在计算压强时不考虑气体的可压缩性。

答: $\leq 84 \text{ m/s}$

6-14 从风洞中的比托管读得静压为 40.7 kPa , 驻点压强为 98.0 kPa , 驻点温度为 90°C , 求毕托管前得趋近流速。

答: 404 m/s

6-15 密闭大型气缸中氨气得相对压强为 105 kN/m^2 (大气压强为 101.3 kN/m^2), 温度为 22°C , 已知氨气的 $R = 481.5 \text{ J/kg} \cdot \text{K}$, $K = 1.32$, 求气缸侧壁上孔口流速度:

(1) 不考虑氨气密度的变化时,

(2) 氨气为绝热出流时。

答: $380 \text{ m/s}, 430 \text{ m/s}$

6-16 一文丘里流量计, 管径为 50 mm , 喉部直径为 20 mm , 相对压强从上游的 35 kN/m^2 降至喉部的 15 kN/m^2 , 上游空气温度为 20°C , 求流量。若采用上游和喉部空气密度的平均值, 用不可压缩流体公式计算, 流量又为多少?

答: $0.071 \text{ kg/s}, 0.080 \text{ kg/s}$

6-17 计算氨气 ($K=1.67$), 空气 ($K=1.4$) 和燃气 ($K=1.33$) 三种不同气流的临界压强 p^* 与总压强 p_0 的比值。

答: $K = 1.67 \quad \frac{p^*}{p_0} = 0.49$

$$K = 1.4 \quad \frac{p^*}{p_0} = 0.53$$

$$K = 1.33 \quad \frac{p^*}{p_0} = 0.54$$

6-18 发射子弹时摄取到的纹影图上显示有 40° 的，马赫角。如静止空气的温度为 10°C ，问子弹尖端的温度是多少？ $K=1.4$

答：提示由马赫角得到马赫数 $M=1.56$ ， $t_0 = 147.3^\circ\text{C}$

6-19 物体以 200m/s 的速度在大气中飞行，已知大气压强 $p = 101\text{kPa}$ ，大气温度 $t = 15^\circ\text{C}$ ，试分别两种情况计算出现在飞行物体头部上的最大压强：

- (1) 视大气为不可压缩流体；
- (2) 考虑大气的压缩性。

$$K = 1.4, R = 287\text{J/kg}\cdot\text{K}, C_p = 1\text{kJ/kg}\cdot\text{K}$$

答：(1) 125.5kPa (2) 127.36kPa

6-20 滞止参数 $p_0 = 101.3\text{kPa}$ 和 $t_0 = 15^\circ\text{C}$ 的空气作绝热流动，求 $M=1$ 时的速度，密度值，并求其在完全真空中的极限流速。

答： 310.6m/s , 0.777kg/m^3 , 761m/s

6-21 氮气在等温变径管路中流动， $t = 5^\circ\text{C}$ ，已知 $d_1 = 50\text{mm}$ ，

$$p_1 = 378\text{kN/m}^2, d_2 = 25\text{mm}, p_2 = 253\text{kN/m}^2, \text{ 不计阻力, 求流速 } V_1 \text{ 和 } V_2。$$

答： 105m/s , 280m/s

6-22 一收缩形喷管，上游参数 $p_1 = 140\text{kPa}$, $V_1 = 80\text{m/s}$, $T_1 = 293\text{K}$ ，喷管出口

$$p_2 = 100\text{kPa}, \text{ 求喷管出口的空气速度 } V_2。$$

答： 242m/s

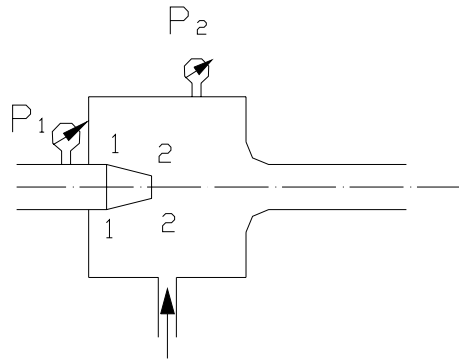
6-23 已知压气缸中的空气参数为： $t_0 = 25^\circ\text{C}$ ， $p_0 = 50\text{kN/m}^2$ ，收缩形喷管出口断面的直径 $d = 100\text{mm}$ ，求在出口压强 $p = 40, 30, 20\text{kN/m}^2$ 时的喷管出口的流速及流量值。

答： $V = 192, 285, 316\text{m/s}$
 $G = 0.574, 0.909, 0.919\text{kg/s}$

6-24 如图，高压空气引射器，已知变压空气参数 $p_1 = 1177 \text{ kN/m}^2$ ，

$V_1 = 100 \text{ m/s}$, $t_1 = 27^\circ\text{C}$ ，喷管出口断面 $p_2 = 981 \text{ kN/m}^2$ ，求 T_2 和 V_2 值。

答：284K， 202m/s



6-25 封闭容器中氮气的 $p = 382 \text{ kN/m}^2$, $t = 25^\circ\text{C}$ ，通过出口直径 $d = 50 \text{ mm}$ 的收缩形喷管向大气排气，求氮气的质量流量和喷管的出口流速。

答：1.832kg/s, 321.3m/s

6-26 设计一超音速风洞，它的试验段截面定为 $0.6 \times 0.6 \text{ m}^2$ ，运转时，试验段中气流马赫数 $M_a = 2.0$ ，试验段中的压强规定为 49000 Pa ，要求计算：

- (1) 风洞的喉部截面积；
- (2) 气源压强（即气流的总压）；
- (3) 如气源温度等于室温 20°C ，求运转中的流量。

答：(1) $A^* = 0.213 \text{ m}^2$

(2) $p_0 = 383407 \text{ Pa}$

(3) $G = 192.84 \text{ kg/s}$

6-27 在管道上游某一截面 A_1 上，已知空气流的几个参数是 $V_1 = 152 \text{ m/s}$, $p_1 = 68.8 \text{ kPa}$, $T_1 = 283 \text{ K}$ ，在下游有个截面 A_2 ，它的面积要比 A_1 小 16%，求此下游截面的 V_2, p_2, T_2 。假定管道中气流的热力学变化是等熵的。

答：提示在 A_1 和 A_2 之间未出现临界截面

$V_2 = 193 \text{ m/s}$, $p_2 = 63.07 \text{ kPa}$, $T_2 = 276.28 \text{ K}$

在 A_1 、 A_2 间出现临界截面

$$V_2 = 446.5 \text{ m/s}, T_2 = 197 \text{ K}, p_2 = 19.29 \text{ kPa}$$

6-28 有压缩空气通过一段收缩管道排入大气，在收缩管道的进口面上流速很低，测得此处压强为 690 kPa ，温度为 282°C ，管道外大气压为 101.3 kPa 。如要求每秒排送 1 kg 的压缩空气，问管道出口面积应取多大？并计算出口流速。

答： 8.45 cm^2 ， 431 m/s

6-29 有一缩放喷管，它的进口面积 $A_1 = 0.2 \text{ m}^2$ ，出口面积 $A_2 = 0.5 \text{ m}^2$ ，空气在其中作加速流动。已知气流的总参数是 $p_0 = 294.3 \text{ kPa}$ ， $T_0 = 321 \text{ K}$ ，如在喷管的进口面上有 $\lambda_1 = 0.85$ ，问在出口面上 λ_2 是多大？并计算气流作用于喷管上的反推力。

答：提示： $\lambda = \frac{V}{a^*}$ 称为拉瓦尔数，它和马赫数 $M_a = \frac{V}{a}$ 之间的换算是

$$M_a^2 = \frac{\lambda^2}{\frac{K+1}{2} - \frac{K-1}{2}\lambda^2} \text{ 或 } \lambda^2 = \frac{M_a^2}{\frac{2}{K+1} + \frac{K-1}{K+1}M_a^2}, \lambda_2 = 1.816, \text{ 喷管的}$$

流量 $G = 129.13 \text{ kg/s}$ ，临界音速 $a_* = 327.84 \text{ m/s}$ ，反推力 $R = -12325 \text{ N}$

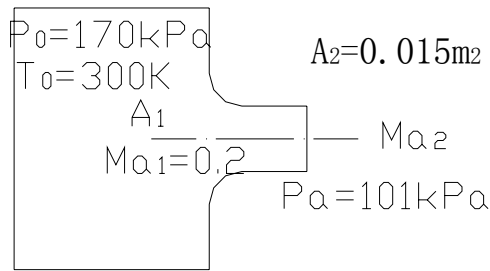
6-30 如图，有一贮气筒，在筒壁上安装了一个收缩管嘴，压缩空气通过它排入大气。已知管嘴的出口面积 $A_2 = 0.015 \text{ m}^2$ 。又测得在管嘴进口面上得气流马赫数 $M_{a1} = 0.2$ ，问此时固定螺栓共受到多少力作用？

答：提示：按动量定理列出

$$p_1 A_1 - p_2 A_2 - [p_a (A_1 - A_2) + F] = G(V_2 - V_1)$$

$$\text{整理： } F = (p_1 - p_2) A_1 - G(V_2 - V_1)$$

$$\begin{aligned} &= (165240 - 101000) \times 0.044 - 5.69 \times (291.6 - 70) \\ &= 1505.82 \text{ N} \end{aligned}$$



6-31 空气从压气缸中通过一拉瓦尔喷管输出，已知喷管出口的压强为 14kPa，马赫数为 2.8，质量流量为 1.2kg/s，压气缸中的温度为 20℃，求：

- (1) 喉部与出口断面的面积；
- (2) 压气缸与喉部的压强；
- (3) 喷管出口断面处的温度和速度。

答：(1) $1338\text{mm}^2, 4680\text{mm}^2$

(2) $380\text{kPa}, 200.6\text{kPa}$

(3) $-159^\circ\text{C}, 600\text{m/s}$

6-32 超音速喷管喉部上游断面的 $p_1 = 588\text{kPa}, \lambda_1 = 0.6, T_0 = 291\text{K}$ ，喉部下游断面

$T_2 = 243\text{K}$ ，求 p_2 和 λ_2 值。

答： $p_2 = 310\text{kPa}, \lambda_2 = 1.14$

6-33 氮气通过拉瓦尔喷管的喉部时，其压强为 50kN/m^2 ，温度为 -20°C ，喉部直径为 25mm，求质量流量 G。

答： 0.106kg/s

6-34 超音速空气喷管的出口断面直径为 200mm，压强为 7kN/m^2 ，温度为 -85°C ，马赫数为 3.0，计算喉部直径 d。

答： 81.4mm

6-35 氮气从一大容器通过拉瓦尔喷管输送，喷管出口断面直径 $d_2 = 75\text{mm}$ ，容

器内的参数 $p_0 = 415\text{kN/m}^2$ ， $t_0 = 38^\circ\text{C}$ ，喷管出口处 $p_2 = 70\text{kN/m}^2$ ，求通过喷管的流量及喉部直径。

答： $G = 2.83\text{kg/s}, d_c = 62\text{mm}$

6-36 喷管前蒸汽的滞止参数 $p_0 = 1180 \text{ kN/m}^2$, $t_0 = 300 \text{ }^\circ\text{C}$, 喷管后蒸汽的参数 $p_2 = 294 \text{ kN/m}^2$, 问应当采用怎样型式的喷管, 若要求通过蒸汽的重量流量 $G = 118 \text{ N/s}$, 求喷管的控制尺寸 d_c 和 d_2 。

答: $d_c = 100 \text{ mm}$ $d_2 = 112 \text{ mm}$

6-37 已知正激波上游空气的 $p_1 = 80 \text{ N/m}^2$, $t_1 = 10 \text{ }^\circ\text{C}$, $V_1 = 500 \text{ m/s}$, 求激波下游的 V_2, p_2, ρ_2 和 t_2 值。

答: $V_2 = 273 \text{ m/s}$, $p_2 = 189 \text{ N/m}^2$, $\rho_2 = 1.81 \times 10^{-3} \text{ kg/m}^3$

$t_2 = 90 \text{ }^\circ\text{C}$ 。

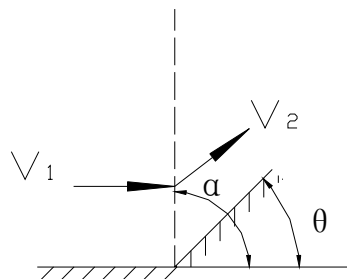
6-38 已知正激波下游的空气参数 $p_2 = 360 \text{ kN/m}^2$, $V_2 = 210 \text{ m/s}$, $t_2 = 50 \text{ }^\circ\text{C}$, 求激波上游的马赫数。

答: 1.98

6-39 如图: 空气流以 $V_1 = 650 \text{ m/s}$ 的超音速绕过半角 $\theta = 18^\circ$ 的楔形物体流动, 已知波面角 $\alpha = 51^\circ$, 求:

- (1) 激波后的速度 V_2 ;
- (2) 通过激波的焓值增量;

答: 488 m/s , 92178 J/kg



6-40 温度为 $-20 \text{ }^\circ\text{C}$ 的空气, 以 850 m/s 的速度冲向一楔形体, 若波面角 $\alpha = 55^\circ$, 求激波前后的参数比。

答：