

Escoamentos Compressíveis

Temperatura de estagnação

Um sistema de acesso espacial atinge Mach 12 numa altitude em que a temperatura atmosférica é 220K. Qual a temperatura de estagnação?

Um sistema de acesso espacial atinge Mach 12 numa altitude em que a temperatura atmosférica é 220K. Qual a temperatura de estagnação?

$$An: k = 1,4$$

$$T = 220K$$

$$M = 12$$

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{k-1}{2} M^2$$

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \left(\frac{1,4-1}{2}\right) \cdot 12^2$$

$$\frac{T_0}{T} = 23,8$$

$$T_0 = 23,8 \times 220K = 6556K$$

$$h_0 = h_1 + \frac{V_1^2}{2} \Rightarrow T_0 = T_1 + \frac{V_1^2}{2c_p}$$

$$M = \frac{V}{c} \Rightarrow V = M \cdot c = M \cdot \sqrt{\gamma R T}$$



$$h_0 = h + \frac{v^2}{2}$$

$$c_p T_0 = c_p T + \frac{v^2}{2}$$

$$T_0 = T + \frac{v^2}{2c_p}$$

$$\left. \begin{aligned} \frac{T_0}{T} &= 1 + \frac{v^2}{2c_p T} \end{aligned} \right\} \frac{T_0}{T} = 1 + \frac{M^2 k R T}{2 c_p T}$$

$$M = \frac{v}{c} \Rightarrow v = M \sqrt{k R T}$$

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{M^2}{2} \left(\frac{k R}{c_p} \right)$$

$$h = u + p \cdot v \Rightarrow c_p T = c_v T + R T \Rightarrow c_p = c_v + R$$

$$k \frac{R}{c_p} = k \frac{(c_p - c_v)}{c_p} = k \left(\frac{c_p}{c_p} - \frac{c_v}{c_p} \right) = k \left(1 - \frac{1}{k} \right) = k \left(\frac{k-1}{k} \right) = k-1$$

$$\boxed{\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{k-1}{2} M^2}$$

$$\frac{T_0}{T} = \left(\frac{p_0}{p} \right)^{\frac{k-1}{k}} = \left(\frac{p_0}{p} \right)^{k-1}$$



Um sistema de acesso espacial atinge Mach 12 numa altitude em que a temperatura atmosférica é 220K. Qual a temperatura de estagnação?

Previous Next Show

Compressible Aerodynamics *Calculator* 3.0

[What's this?](#) [Smartphone Version \(1/31/11\)](#)... [HP Prime version \(8/25/14\)](#)... [Recently added](#) [Other Java](#)

Isentropic Flow Relations

Perfect Gas, Gamma = 1.4 , angles in degrees.

INPUT: Mach number = 2.0 Calculate

Mach number=		Mach angle=		P-M angle=	
p/p ₀ =		rho/rho ₀ =		T/T ₀ =	
p/p*=		rho/rho*=		T/T*=	

Normal Shock Relations

Perfect Gas, Gamma = 1.4

INPUT: M1 = 2.0 Calculate

M ₁ =		M ₂ =		p ₀₂ /p ₀₁ =	
p ₂ /p ₁ =		rho ₂ /rho ₁ =		T ₂ /T ₁ =	

Oblique Shock Relations

Perfect Gas, Gamma = 1.4 , angles in degrees.

Scratch pad = Evaluate

$$M = 12 \Rightarrow \frac{T}{T_0} = 0,03355104$$

$$\downarrow$$
$$T_0 = 1556,00K$$