

# Escoamentos Compressíveis

## Expansão em Bocal isoentrópico

O escoamento entrando no bocal vindo do combustor tem pressão estática de 100KPa e  $M=2$ .

a) Calcule  $P_o$ .

b) O bocal expande o escoamento de forma que a pressão estática caia para 20KPa na saída. A pressão de estagnação é constante. Calcule Mach na saída.

O escoamento entrando no bocal vindo do combustor tem pressão estática de 100KPa e  $M=2$ .

a) Calcule  $P_0$ .

b) O bocal expande o escoamento de forma que a pressão estática caia para 20KPa na saída. A pressão de estagnação é constante. Calcule Mach na saída.

$$P = 100 \text{ kPa}$$

$$M = 2$$

$$a) \frac{P_0}{P} = \left( 1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right)^{k/(k-1)}$$

$$P_0 = 100 \text{ kPa} \left( 1 + \frac{1.4-1}{2} \times 2^2 \right)^{1.4/1.4-1}$$

$$\underline{P_0 = 782,44 \text{ kPa}}$$

O escoamento entrando no bocal vindo do combustor tem pressão estática de 100kPa e  $M=2$ .

a) Calcule  $P_0$ .

b) O bocal expande o escoamento de forma que a pressão estática caia para 20kPa na saída. A pressão de estagnação é constante. Calcule Mach na saída.

$$P = \rho a^2 M$$

$$M = 2$$

$$a) \quad \frac{P_0}{P} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$P_0 = 100 \text{ kPa} \left(1 + \frac{1.4-1}{2} \times 2^2\right)^{1.4/0.4}$$

$$\underline{P_0 = 782,44 \text{ kPa}}$$

1.70	0.2026	0.6337	1.3376	2.05	0.1182	0.5433	1.7600
1.71	0.1996	0.6310	1.3471	2.06	0.1164	0.5409	1.7750
1.72	0.1966	0.6283	1.3567	2.07	0.1146	0.5385	1.7902
1.73	0.1936	0.6256	1.3665	2.08	0.1128	0.5361	1.8056
1.74	0.1907	0.6229	1.3764	2.09	0.1111	0.5337	1.8212

### Isentropic Flow Tables

$$\gamma = 1.4$$

M	$P/P_0$	$T/T_0$	$A/A^*$	M	$P/P_0$	$T/T_0$	$A/A^*$
2.10	0.1094	0.5313	1.8369	2.45	.6327 E-1	0.4544	2.5168
2.11	0.1077	0.5290	1.8529	2.46	.6229 E-1	0.4524	2.5403
2.12	0.1060	0.5266	1.8690	2.47	.6133 E-1	0.4504	2.5640
2.13	0.1043	0.5243	1.8853	2.48	.6038 E-1	0.4484	2.5880
2.14	0.1027	0.5219	1.9018	2.49	.5945 E-1	0.4464	2.6122



$$M \quad P/P_0$$

$$1.74 \quad 0,1907$$

$$2 \quad 0,131383 \quad \leadsto \quad P_0 = 757,67 \text{ kPa}$$

$$2.1 \quad 0,1094$$

$$b) p_0 = 182,44 \text{ kPa}$$

$$p = 20 \text{ kPa}$$

$$\frac{p_0}{p} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2\right)^{\frac{k}{k-1}}$$

$$39,122 = \frac{182,44}{20} = \left(1 + \frac{1,4-1}{2} M^2\right)^{3,5}$$

$$M = 3,04$$

O escoamento entrando no bocal vindo do combustor tem pressão estática de 100KPa e  $M=2$ . a) Calcule  $P_0$ . b) O bocal expande o escoamento de forma que a pressão estática caia para 20KPa na saída. A pressão de estagnação é constante. Calcule Mach na saída.



No gráfico:

$$M=2 \rightarrow \frac{P_0}{P} \approx 1,82 \quad (1,824449)$$

$$\frac{P_0}{P} \approx \frac{182}{20} = 9,1 \approx M \approx 3,04 \quad (3,04)$$

O escoamento entrando no bocal vindo do combustor tem pressão estática de 100KPa e  $M=2$ . a) Calcule  $P_0$ . b) O bocal expande o escoamento de forma que a pressão estática caia para 20KPa na saída. A pressão de estagnação é constante. Calcule Mach na saída.

Previous Next <http://www.dept.aoe.vt.edu/~de> 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 <sub>0</sub> =		rho/rho <sub>0</sub> =		T/T <sub>0</sub> =	
p/p*=		rho/rho*=		T/T*=	

**Normal Shock Relations** Perfect Gas, Gamma = 1.4

INPUT: M<sub>1</sub> = 2.0 Calculate

M <sub>1</sub> =		M <sub>2</sub> =		P <sub>02</sub> /P <sub>01</sub> =	
p <sub>2</sub> /p <sub>1</sub> =		rho <sub>2</sub> /rho <sub>1</sub> =		T <sub>2</sub> /T <sub>1</sub> =	

**Oblique Shock Relations** Perfect Gas, Gamma = 1.4, angles in degrees.

Scratch pad = Evaluate

$$M = 2 \rightarrow \frac{P}{P_0} = 0,12180452$$

$$\frac{P_0}{P} = 7,82444940132$$

$$P_0 = 182,4449 \text{ kPa}$$

$$\frac{P}{P_0} = \frac{20}{182,4449} = 0,02556904$$

$$M = 3,04$$