

# PROPULSÃO II

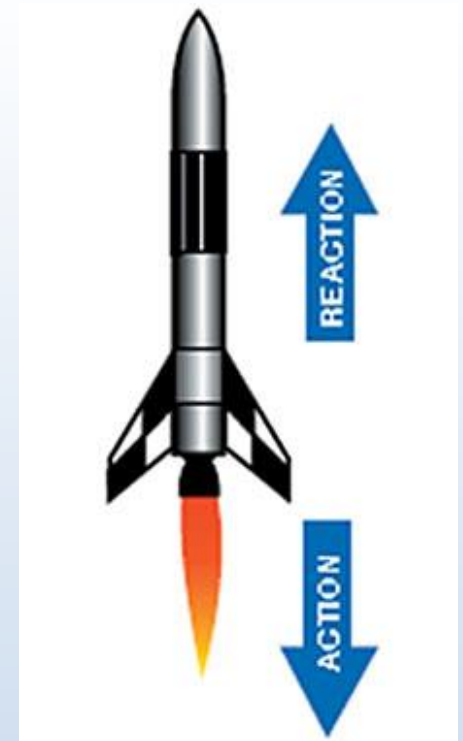
## Motores Foguete

### Parâmetros de Desempenho

Prof. José Eduardo Mautone Barros

[mautone@demec.ufmg.br](mailto:mautone@demec.ufmg.br)

[www.mautone.eng.br](http://www.mautone.eng.br)



## □ Parâmetros de Desempenho

- Empuxo (Tração), neste caso não há entrada de ar no motor

$$F = \dot{m}_9 V_9 + (P_9 - P_0) A_9 \qquad \dot{m}_9 = \dot{m}_f + \dot{m}_{ox}$$

- Velocidade efetiva de exaustão ( $c$ )

$$F = \dot{m}_9 c$$

onde,

$$c = V_9 + \frac{(P_9 - P_0) A_9}{\dot{m}_9}$$

## □ Parâmetros de Desempenho

- Potência efetiva

$$P_{ef} = \dot{m}_g c V_0$$

- Potência disponível

$$P_d = \frac{1}{2} \dot{m}_g (c^2 + V_0^2)$$

- Eficiência propulsiva

$$\eta_p = \frac{P_{ef}}{P_d} = \frac{2 \frac{V_0}{c}}{1 + \left(\frac{V_0}{c}\right)^2}$$

- Razão de velocidades

$$v = V_0 / c$$

## ❑ Parâmetros de Desempenho

- Empuxo específico  $\frac{F}{\dot{m}_g} = c$

- Combustível (F)

- Oxidante (O)  $\dot{m}_g = \dot{m}_f + \dot{m}_o$

- Impulso específico (segundos)

- Propelente sólido (90 a 240 s)

- Propelente líquido (210 a 440 s)

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}_g g} = \frac{c}{g}$$

- Consumo específico de propelente

$$SFC = \frac{1}{I_{sp}} = \frac{\dot{m}_g g}{F} = \frac{g}{c}$$

## □ Parâmetros de Desempenho

- Eficiência térmica

$$\eta_t = \frac{\frac{1}{2} \dot{m}_g (c^2 + V_0^2)}{\dot{m}_f \Delta h_{comb}}$$

- Eficiência global

$$\eta_o = \eta_p \eta_t$$

- Massa total (t),  
estrutura (s), propelente (p),  
carga útil (ou paga) (u)

$$M_t = M_s + M_p + M_u$$

- Massa da estrutura (s),  
estrutura principal (sp) e motor (m)

$$M_s = M_{sp} + M_m$$

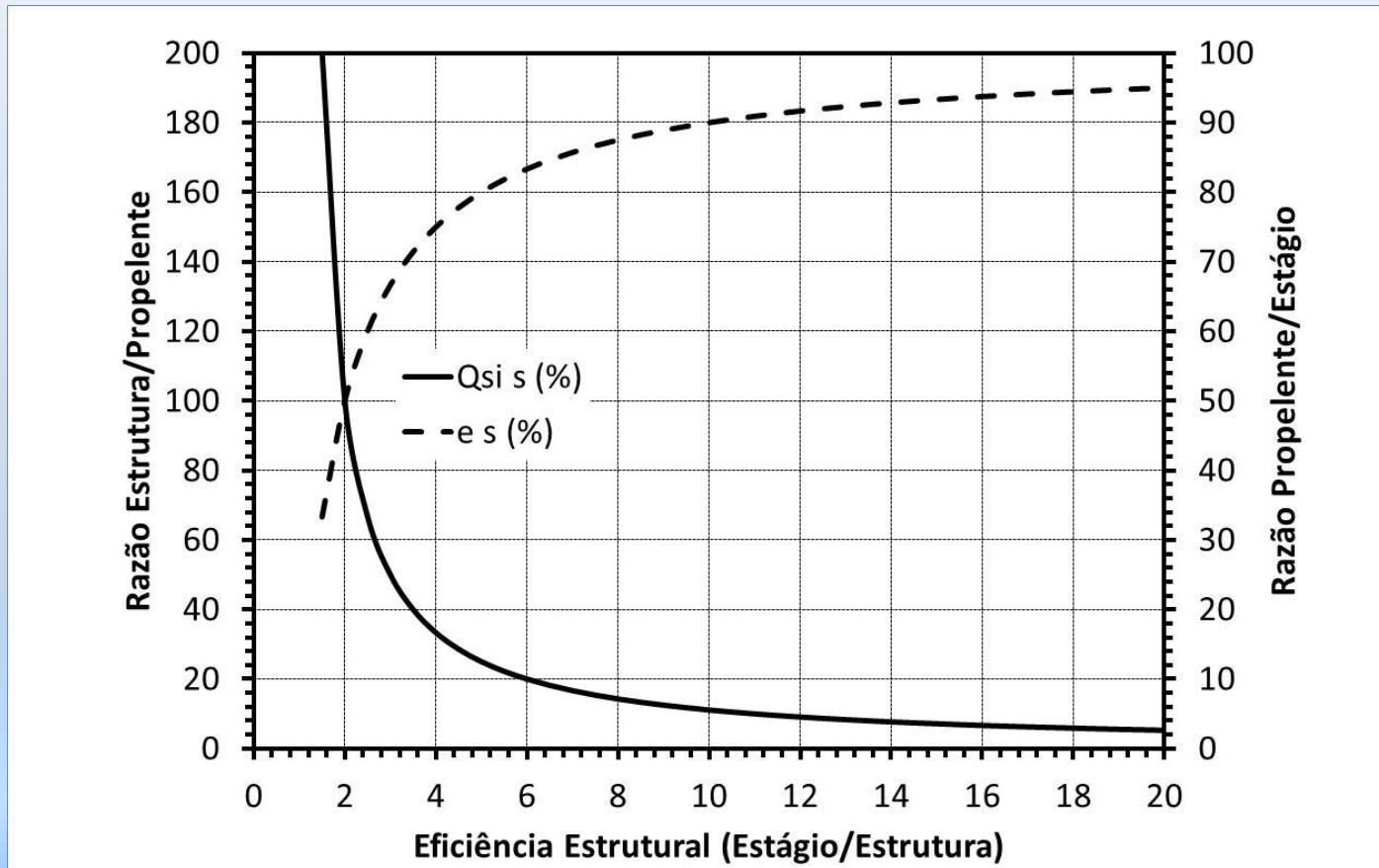
## □ Parâmetros de Desempenho

- Eficiência estrutural  $\eta_s = \frac{M_s + M_p}{M_s}$
- Razão estrutura/propelente  $\xi_s = \frac{M_s}{M_p} = \frac{1}{\eta_s - 1}$
- São parâmetros que são constantes para uma dada capacidade tecnológica
- Nos foguetes médios e grandes,  $\eta_s$  varia de 5 a 10,5 (a estrutura é 5 a 20% de  $M_s + M_p$ ), para foguetes militares pequenos,  $\eta_s$  pode assumir valores baixos como 2,5
- A eficiência estrutural também pode ser definida como:

$$e_s = M_p / (M_p + M_s) = 1 - 1/\eta_s$$

## ❑ Parâmetros de Desempenho

- Eficiência estrutural



## □ Parâmetros de Desempenho

- Delta V , Ganho de Velocidade Ideal

- sem atrito (vácuo)

- voo sem gravidade

- velocidade efetiva constante

- empuxo tangente a trajetória

- integração do tempo inicial ( $I$ ) ao tempo final ( $F$ ) de voo propulsado

$$F = - \frac{dM}{dt} c = M \frac{dV}{dt}$$

$$dV = -c \frac{dM}{M}$$

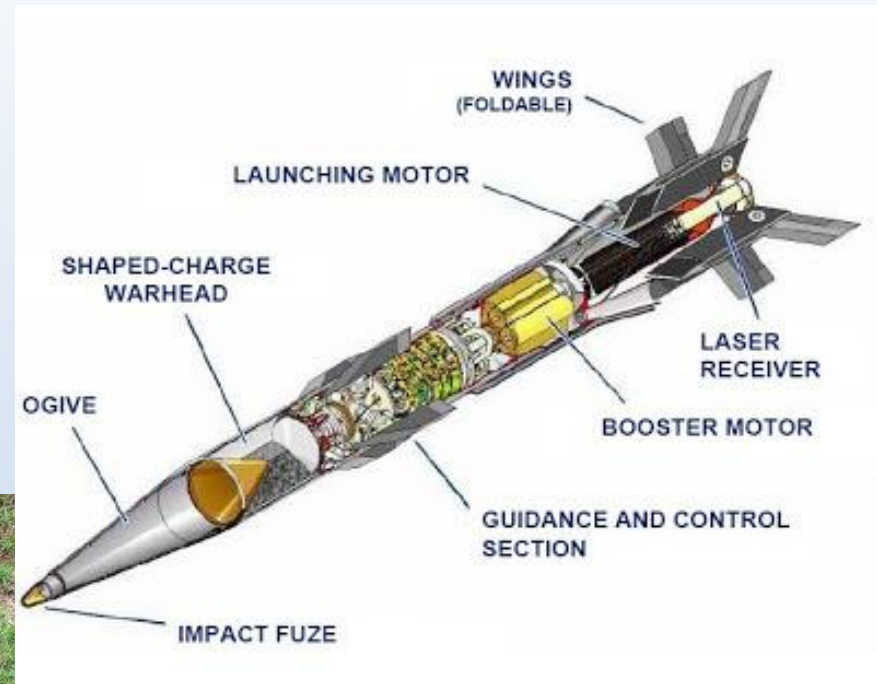
$$\Delta V = V_F - V_I = -c \ln \frac{M_F}{M_I}$$

*Equação de Tsiolkovsky* 2014 JEMB Prancha 8



## ❑ Uso do Delta V

- Exemplo
  - Míssil solo-solo MSS 1.2



## ❑ Uso do Delta V

- Exemplo

- Míssil solo-solo MSS 1.2
- Guiagem tipo linha de visada, Laser beam rider
- Velocidade de cruzeiro: 0,8 Mach
- Alcance: 50 a 3000 m
- Comprimento do tubo de lançamento: 2 m
- Distância de arme (*stand off*): 50 m
- Motor foguete de dois estágios
- Massa da Cabeça de Guerra: 5 kg
- Massa do Sistema de Guiagem: 5 kg
- Velocidade efetiva de exaustão: 1200 m/s
- Eficiência estrutural de 5.



## □ Uso do Delta V

- Calcular

- Míssil solo-solo MSS 1.2
- Massa total e de combustível do 1º estágio considerando uma velocidade final de 0,1 Mach
- Tempo de queima do 1º estágio para terminar no 1º terço do tubo de lançamento
- Aceleração do 1º estágio
- Massa total e de combustível do 2º estágio considerando uma velocidade final de 0,8 Mach
- Massa total do míssil no lançamento



## □ Uso do Delta V

- Solução

$$M_i = M_w + M_g + 5M_{s1} + 5M_{s2}$$

$$0,9716M_i = M_w + M_g + M_{s1} + 5M_{s2}$$

$$0,7940M_i = M_w + M_g + M_{s1} + M_{s2}$$



$$M_i = M_w + M_g + M_{s1} + M_{p1} + M_{s2} + M_{p2}$$

$$M_{f1} = M_w + M_g + M_{s1} + M_{s2} + M_{p2}$$

$$M_{f2} = M_w + M_g + M_{s1} + M_{s2}$$

$$ets = \frac{M_s + M_p}{M_s}$$

$$M_p = (ets - 1)M_s$$

$$\frac{M_{f2}}{M_{f1}} = \exp\left(-\frac{\Delta V_2}{c}\right)$$

$$\frac{M_{f1}}{M_i} = \exp\left(-\frac{\Delta V_1}{c}\right)$$

Ms1	Ms2	Mi	Mutil	
5	5	-1	-10	
1	5	-0,9716	-10	
1	1	-0,794	-10	
Ms^-1				
0,252391	-0,25	-0,01195	0,09562	Ms1
0,014949	0,25	-0,32475	0,59798	Ms2
0,3367	0	-1,6835	13,46801	Mi

## □ Uso do Delta V

- Solução

c	1200 m/s		
M1	0,1		
a0	346,1		
V1	34,6 m/s		125 km/h
deltaV1	34,6 m/s		125 km/h
Mf1/Mi	0,9716		
M2	0,8		
a0	346,1		
V2	276,9 m/s		997 km/h
deltaV2	242,3 m/s		872 km/h
Mf2/Mf1	0,8172		
Mf2/Mi	0,793942		



Mw	5 kg		
Mg	5 kg		
etas	5		80 %
Ms1	0,095623 kg		96 g
Mp1	0,382492 kg		382 g
etas	5		
Ms2	0,59798 kg		598 g
Mp2	2,391919 kg		2392 g
Mi	13,46801 kg		13468 g



## □ Uso do Delta V

- Solução

Lmin	10 m	
Lmax	40 m	
L2	30 m	
V média	155,8 m/s	
deltat 2	0,1926 s	192,6 ms
dV/dt 1	3,105 m/s <sup>2</sup>	0,3 G
L tubo	2 m	
L1	0,6667 m	
V média 1	17,3 m/s	
deltat 1	0,0385 s	38,5 ms
dV/dt 1	898 m/s <sup>2</sup>	91,6 G



- Aceleração típica de manobra de mísseis: 30G
- Aceleração máxima de ejeção balística 120G

### □ Uso do Delta V

- Durante o voo atmosférico aspirado os motores variam somente a massa de combustível ( $f$ ), pois o oxidante é o ar atmosférico, assim:

$$\frac{dM}{dt} = \dot{m}_{total} = \dot{m}_f + \dot{m}_0 = \dot{m}_f \left( 1 + \frac{1}{f} \right) \quad f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_0}$$

$$F = -\frac{dM}{dt} c = M \frac{dV}{dt} \quad dV = -c \left( 1 + \frac{1}{f} \right) \frac{dM_f}{(M_f + M_S)}$$

$$\Delta V = V_F - V_I = -c \left( 1 + \frac{1}{f} \right) \ln \left( \frac{2M_F - M_I}{M_F} \right)$$

### □ Uso do Delta V

- Considere que deseja-se colocar 150 kg em órbita baixa (100 km). Estime a quantidade de combustível necessária para cada etapa da missão. Calcular também a eficiência estrutural ( $e_s$ ) mínima de cada estágio. Compare a massa inicial do veículo com do VLS.
- Considere 3 estágios
  - Estágio 3 – motor foguete com 280 segundos de  $I_{sp}$ , acelerando de Mach 12 para Mach 25 (velocidade de escape, considerando a velocidade do som de 340 m/s)
  - Estágio 2 – motor SCRAM jato com 1000 segundos de  $I_{sp}$ , acelerando de Mach 0,8 para Mach 12
  - Estágio 1 – motor Turbojato com 1800 segundos de  $I_{sp}$ , acelerando de Mach 0,01 para Mach 0,8



# Bibliografia

- BARRERE, M., JAUMOTTE, A., DE VEUBEKE, B. F. e VANDENKERCKOVE, J. *Rocket Propulsion*. Amsterdam: Elsevier, 1960. 829p.
- MATTINGLY, J. D. *Elements of Gas Turbine Propulsion*. New York: MCGraw-Hill, 1996. 960p.
- OATES, G. C. *Aerothermodynamics of Gas Turbine and Rocket Propulsion*, AIAA Education Series. Washington, DC: AIAA, 1988. 456p.
- CORNELISSE, J. W., SCHÖYER, H. F. R. et WAKKER, K. F. *Rocket Propulsion na Spaceflight Dynamics*. London: Pitman, 1979, 505p.
- AIAA. *Space Vehicle Design Criteria - Archive 1964-1979*. AIAA, Washington, DC, 2006