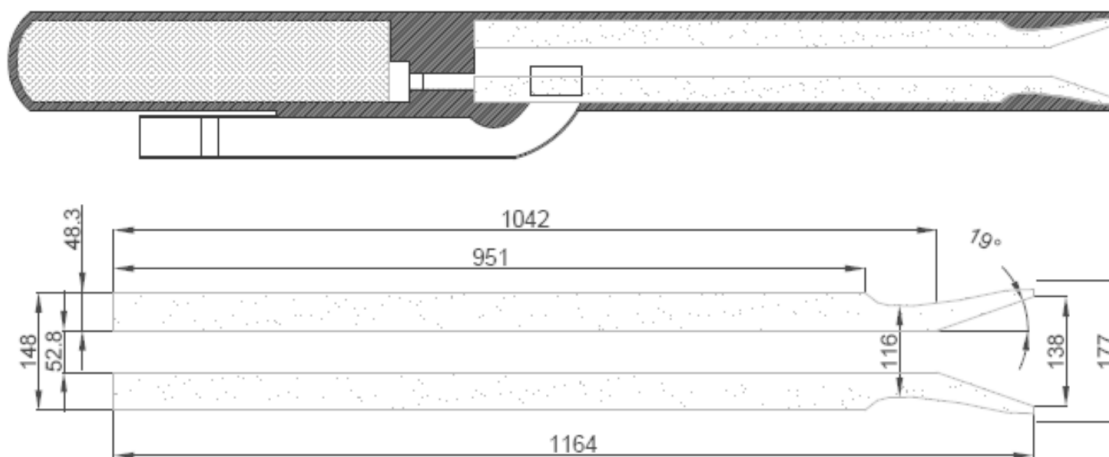
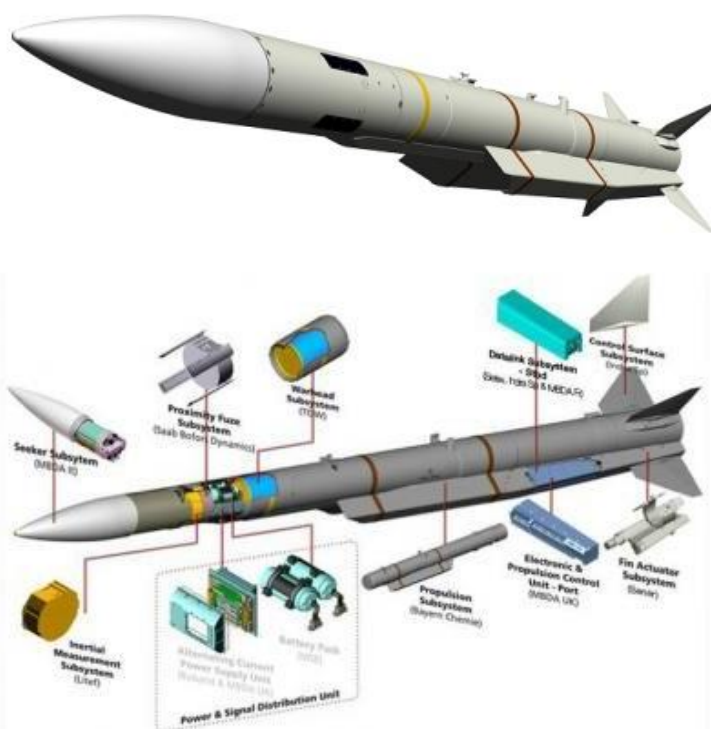


METEOR é um míssil ar-ar, guiado a radar ativo, tipo além da linha de visada (sigla BVRAAM) desenvolvido pela firma europeia MBDA. A entrada em serviço está prevista para final de 2016. O seu sistema propulsivo permite atingir velocidades acima de 3,0 Mach, com alcance de 100 km, através de um motor tipo estato-reator a propelente sólido (*sustainer*). O empuxo pode ser controlado por uma válvula na saída de gases da câmara de queima do grão propelente tipo cigarro. O propelente sólido usado gera gases com excesso de combustível para queimar na câmara do estato-jato com ar ambiente. Este motor é iniciado a velocidade de 1,2 Mach, atingida graças a um motor foguete a propelente sólido que serve de *booster* para lançar o míssil e leva-lo a sua velocidade de cruzeiro.

As figuras mostram o míssil, os seus sistemas, o motor em corte e o grão propelente do *booster* com as suas dimensões (em mm). O propelente é do tipo *composite* a base de perclorato de amônia, alumínio e HTPB. Este motor usa uma tecnologia desenvolvida na década de 1990, chamada *nozzleless solid rocket*, ou seja, motor foguete a propelente sólido sem tubeira. A ideia é que o próprio canal de escoamento interno do grão propelente sirva de garganta na sua região mais próxima da saída de gases. Assim, a área de garganta é variável e a queima erosiva do propelente é significativa. Neste motor, após a garganta física do estato-jato (*RAMjet*) ser exposta, a queima se dá como num motor foguete convencional de tubeira com garganta fixa.



- 1) Calcular a curva de pressão do *booster*, considerando os dados do propelente e a dimensões apresentadas. O grão é cilíndrico simples. Desprezar a geração de gás na parte cônica final do grão propelente, para facilitar os cálculos. Usar a área de saída máxima para cálculo da razão de expansão da tubeira. Considerar a velocidade de queima erosiva durante a queima com garganta variável, calculada na saída do canal interno e aplicada igualmente a todas as seções do grão propelente.
- 2) Calcular a curva de empuxo e o empuxo médio do motor foguete.
- 3) Sabendo que o míssil pesa 185 kg no lançamento pelo caça a 0,5 Mach SL, qual a velocidade estimada ao final da queima do *booster*?

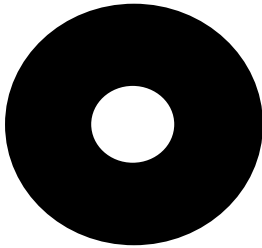
Dados do Propelente

Composite
 26% HTPB, 68% AP, 6% Al
 r_b em m/s, P_c em bar
 $\gamma = 1,18$
 $T_c = 3272$ K
 $c^* = 1550$ m/s
 $M = 26,6$ kg/kmol
 $\rho = 1710$ kg/m³
 $k = 0,0034$ s/m
 $V_{th} = 20$ m/s

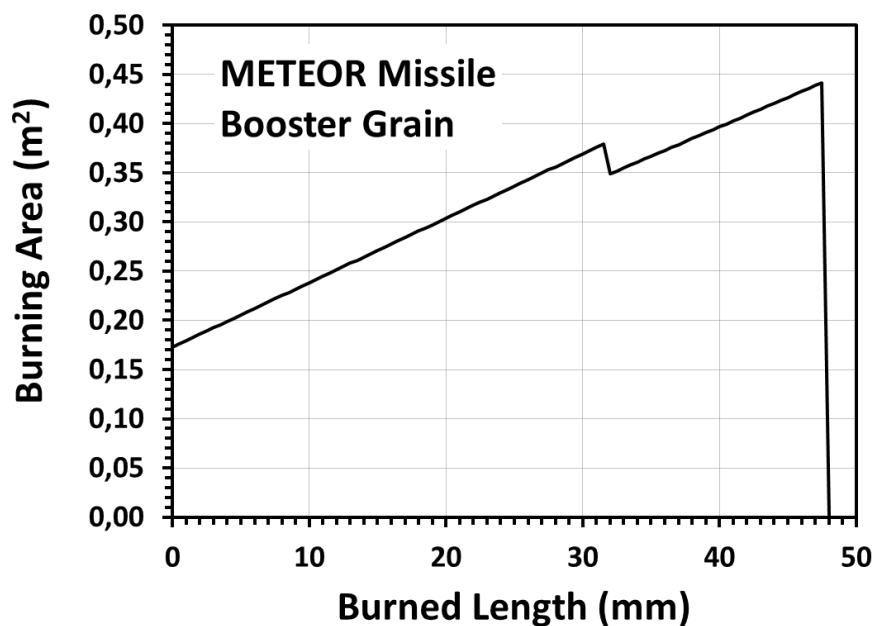
$$r_b = 1,436 \times 10^{-3} P_c^{0,307} \quad a \ 20^\circ C, V_{th} < 20 \text{ m/s}$$

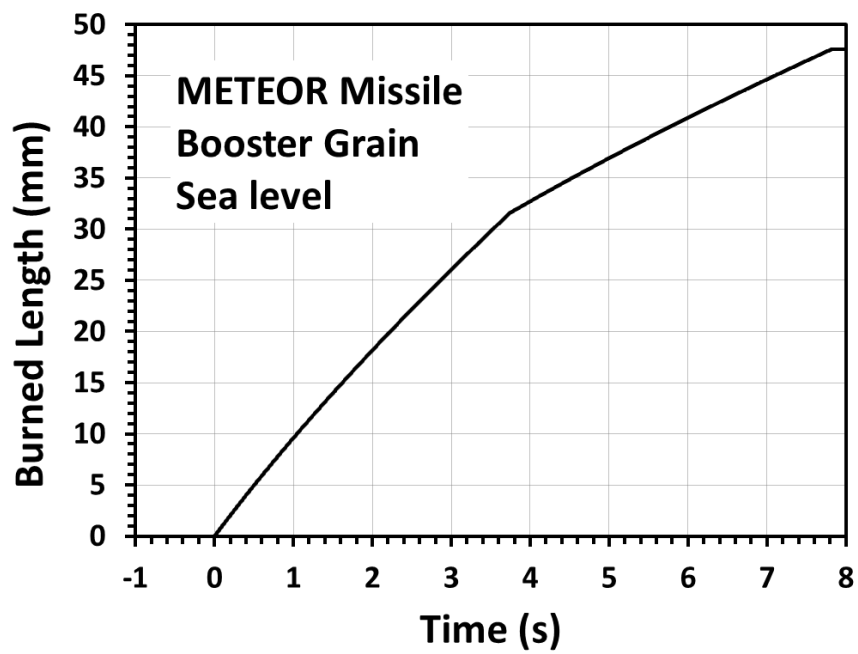
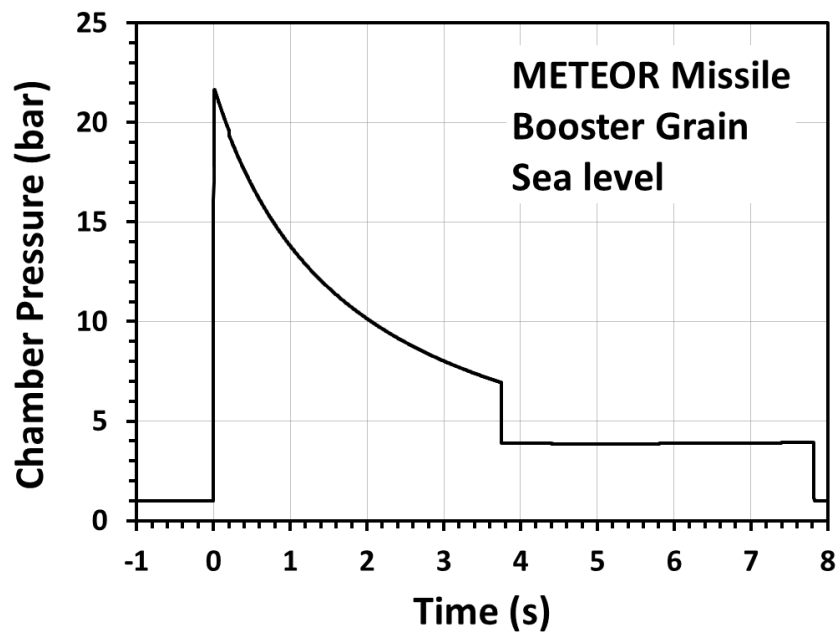
$$r_b = 1,436 \times 10^{-3} P_c^{0,307} [1 + k(V - V_{th})] \quad a \ 20^\circ C, V_{th} \geq 20 \text{ m/s}$$

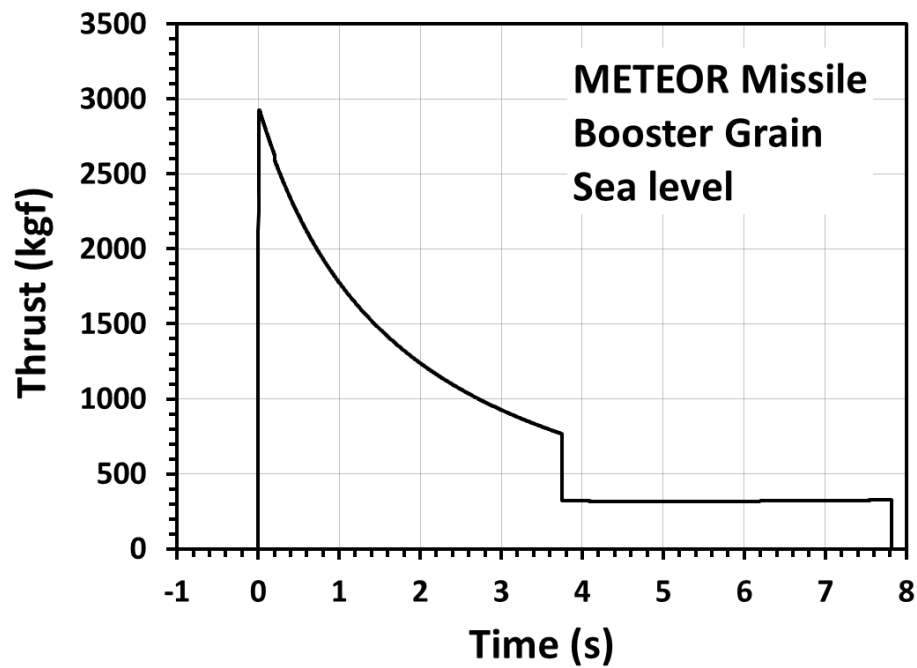
Solução:



Propellant Grain Booster METEOR				
D fixed throat	116	mm	0,116	m
D external	148	mm	0,148	m
D internal	52,8	mm	0,0528	m
L external	951	mm	0,951	m
L internal	1042	mm	1,042	m
A internal			0,0084	m ²
A external			0,0066	m ²
A flow	initial		0,0022	m ²
	middle		0,0106	m ²
	final		0,0172	m ²
A fixed throat			0,0106	m ²
Vol initial			0,0023	m ³
Vol prop internal			0,0087	m ³
Vol prop external			0,0063	m ³
Ro propellant			1710	kg/m ³
M prop internal			14,93	kg
M prop external			10,79	kg
M propellant			25,72	kg
R burning internal	31,6	mm	0,0316	m
R burning external	16,0	mm	0,0160	m
A burning internal	initial		0,1728	m ²
	final		0,3797	m ²
A burning external	initial		0,3466	m ²
	final		0,4422	m ³







Burning time (s) = 7,8
Impulse (N.s) = 66165
Mean thrust (kgf) = 859
Thrust to weight ratio = 4,6
Isp (s) = 270
Delta V (Mach) = 1,12
Final booster Mach = 1,62