



CENTRO TÉCNICO AEROESPACIAL
INSTITUTO DE AERONÁUTICA E ESPAÇO



AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA

CENTRO TÉCNICO AEROESPACIAL
INSTITUTO DE AERONÁUTICA E ESPAÇO

MINI CURSO DE PROPULSÃO

PROPULSÃO DE
FOGUETES

Wilson Kiyoshi Shimote

26-28 Out 2005



OBJETIVO

Fornecer uma visão global dos conceitos de propulsão aplicados em motores foguetes a propelente sólido e líquido de veículos lançadores e foguetes de sondagem



Bibliografia

- Barrère, M. et al, “Rocket Propulsion”, Elsevier, 1960.
- Sutton, G. P., “Rocket Propulsion Elements”, 5^a ed., John Wiley & Sons., 1986.
- Apostila do curso “Solid Rocket Design and Applications”, Richard G. Lee.
- Apostila do Curso de Especialização em Motores Foguetes a Propelente Líquido. MAI; Khoze Kessaev.



HISTÓRIA

Equação de Tsiolkovsky

$$\Delta v = I_{sp} \cdot \ln \frac{M_o}{M_F} - \Delta v_{Grav.} - \Delta v_{Arrasto} - \Delta v_{Contr.}$$



Classificação dos motores foguetes com propulsão química

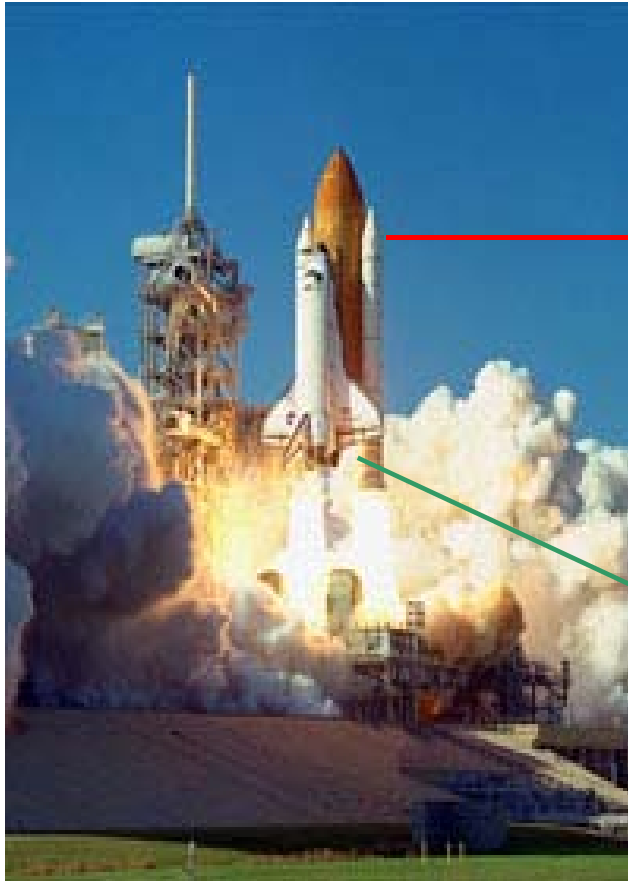
- Propelente sólido
- Propelente líquido
- Propelente gasoso
- Híbrido (sólido + líquido)



Propulsão Sólida × Propulsão Líquida

- Simples
- Poucas partes móveis
- Baixo impulso específico
- A queima uma vez iniciada é quase impossível ser interrompida
- Podem ser guardados por anos
- Complexo
- Muitas partes móveis
- Elevado impulso específico
- A queima pode ser interrompida e reiniciada através do acionamento das válvulas e do ignitor
- No caso de combustíveis criogênicos os tanques são supridos momentos antes do lançamento

Por que tanto Combustível?

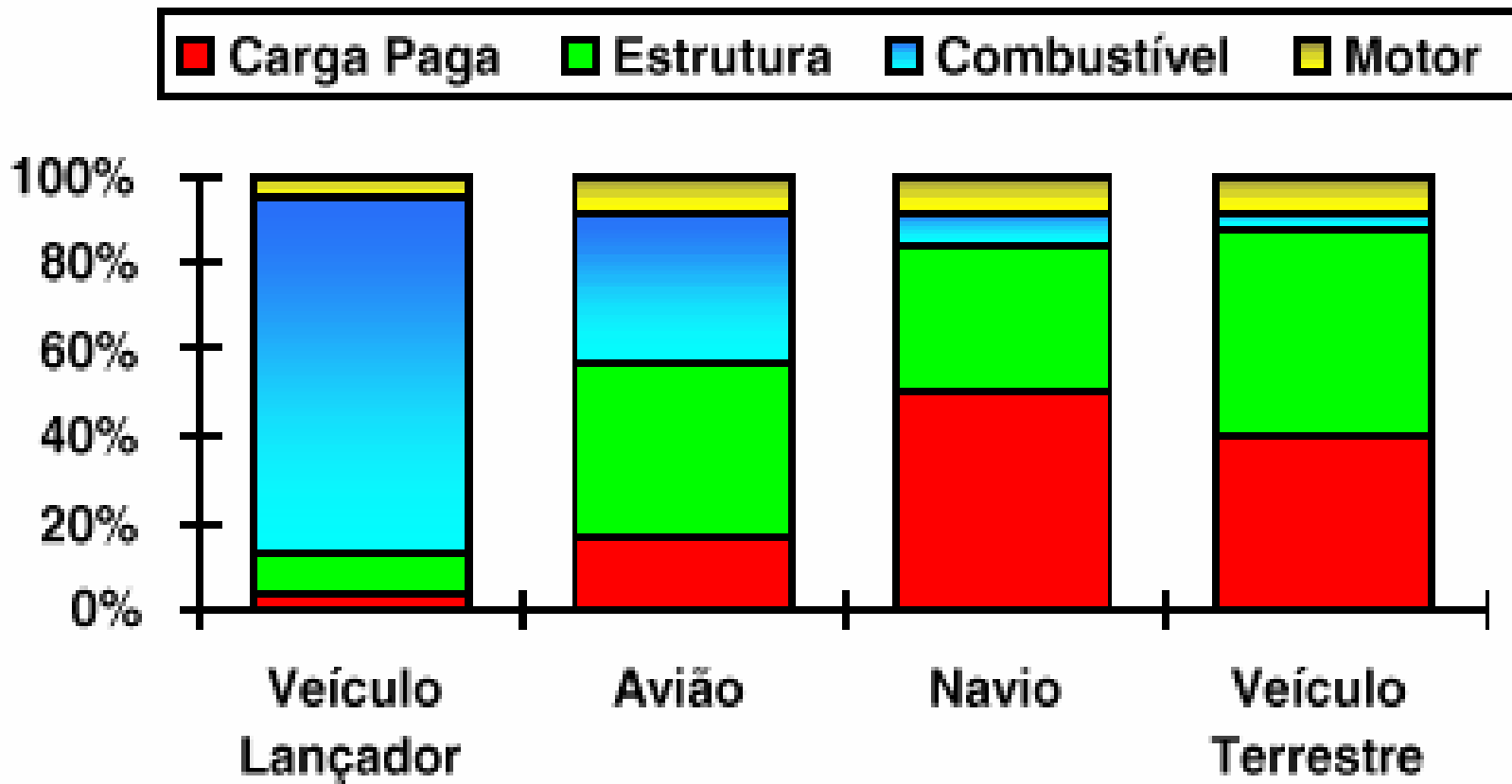


“boosters”

- Propelente Sólido: 485 ton
- Funcionam por 2 minutos
- Empuxo de 23.575 kN (cada)
- Levam o veículo a 5.500 km/h
- $L = 45,16 m$ e $D=3,7 m$

“motores principais”

- Propelente Líquido: O_2 e H_2
- Funcionam por 8,4 minutos
- Empuxo de 5.670 kN
- O_2 : a 90 K (541.539 litros) $\rightarrow 1.000 l/s$
- H_2 : a 20 K (1.450.058 litros) $\rightarrow 3.000 l/s$



Apollo 11 – Saturno 5

3 estágios:

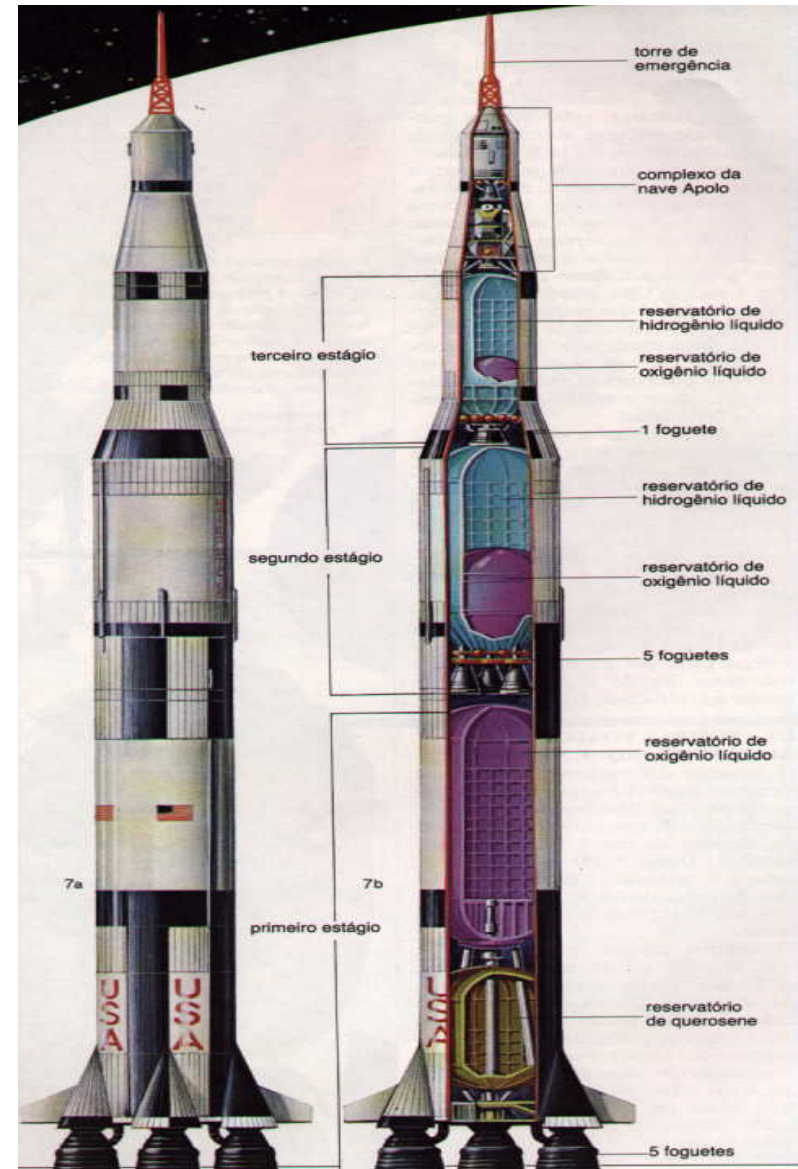
1º - LOX+querosene

2º e 3º - LOX+LH₂

Altura: 110 m (36 andares)

Diâmetro: 10 m

Massa: 3×10^6 kg





MOTOR FOGUETE A PROPELENTE SÓLIDO MFPS



Aplicação: Boosters de lançadores de satélites, em foguetes de sondagem ou em Mísseis

Vantagens: Alta confiabilidade e simplicidade; Estocável e pronto para lançamento.

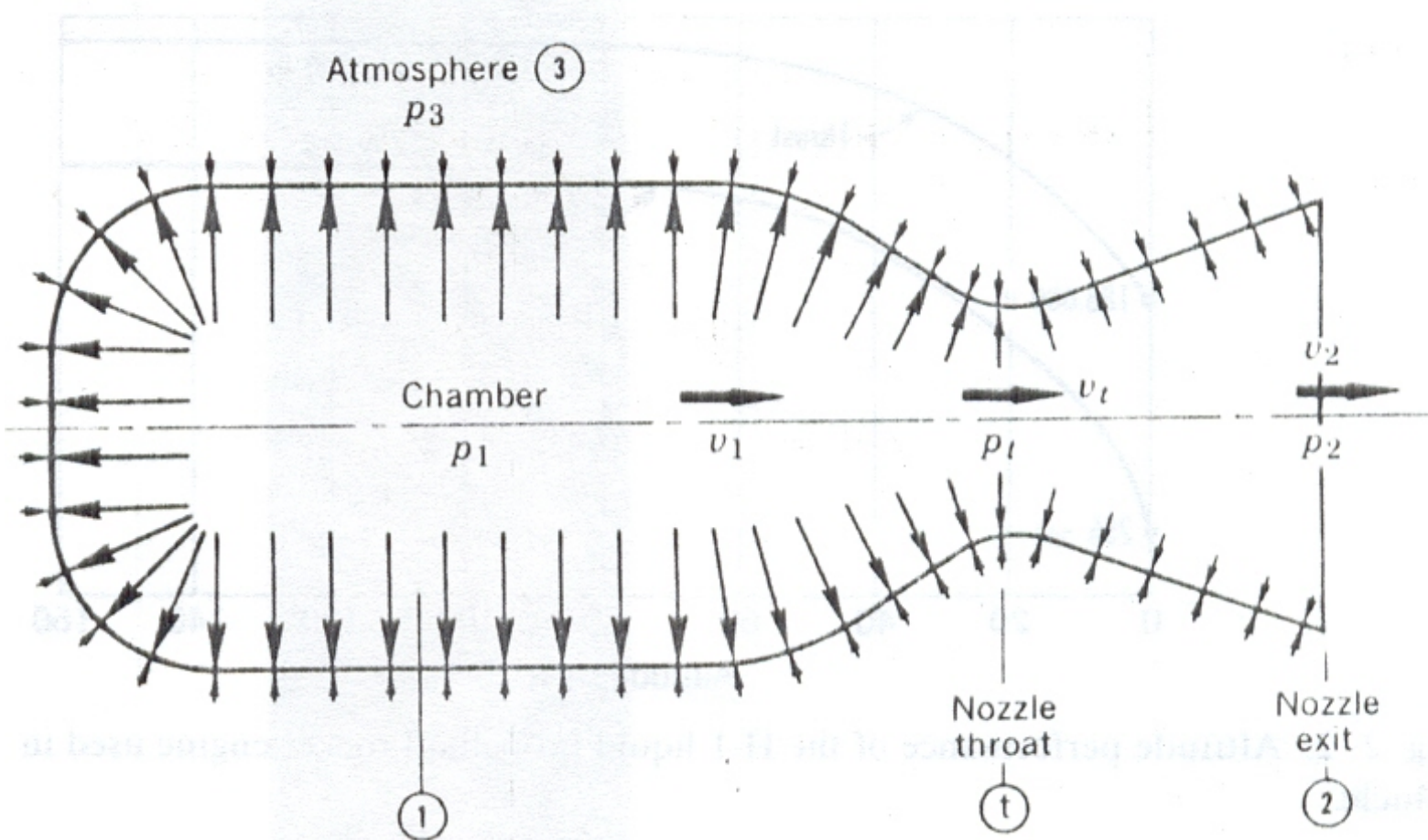
Desvantagens: Impulso específico baixo; não há controle sobre a combustão; não admite reignição; tempo de operação menor.



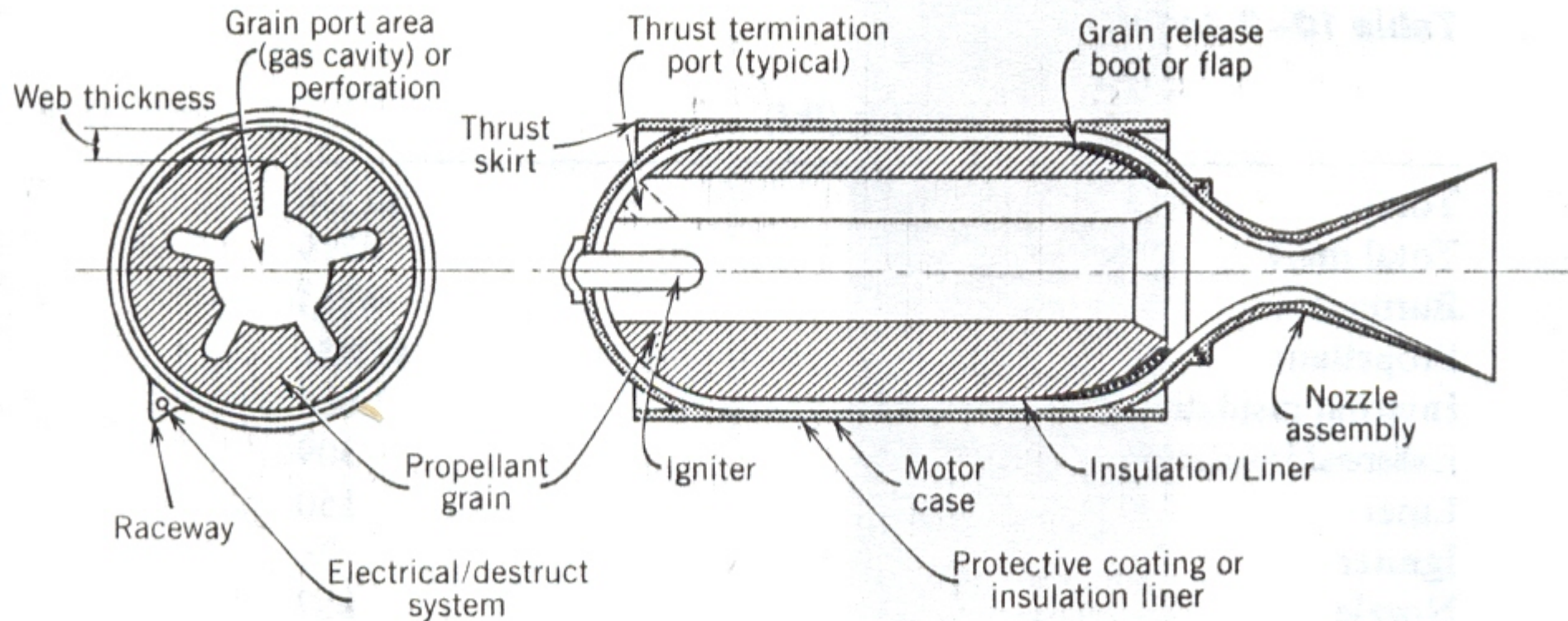
Componentes de MPS

- envelope motor;
- propelente;
- tubeira;
- ignitor;
- proteções térmicas

Princípio



Principais componentes de MFPS





Aspectos a considerar no projeto de motor foguete a propelente sólido

- Perfil da curva de empuxo (aceleração)
- Pressão de trabalho
- Diâmetro externo do motor (geometria do bloco de propelente)
- Tipo de propelente (tempo de operação)



Definições e fundamentos

- **Velocidade característica do propelente**
- **Coefficiente de empuxo**
- **Impulso total**
- **Impulso específico**
- **Empuxo**
- **Razão de expansão de áreas**
- **Fluxo de massa**
- **Eficiência estrutural**

Velocidade característica do propelente

$$C^* = \frac{\sqrt{R_o \cdot T_o}}{\left(\frac{2}{\gamma + 1}\right)^{\frac{1}{\gamma - 1}} \sqrt{\frac{2 \cdot \gamma}{\gamma + 1}}}$$

Teórico

$$C^* = \frac{1}{M_p} \cdot \int P_c(t) \cdot A_{cr}(t) \cdot dt$$

Real

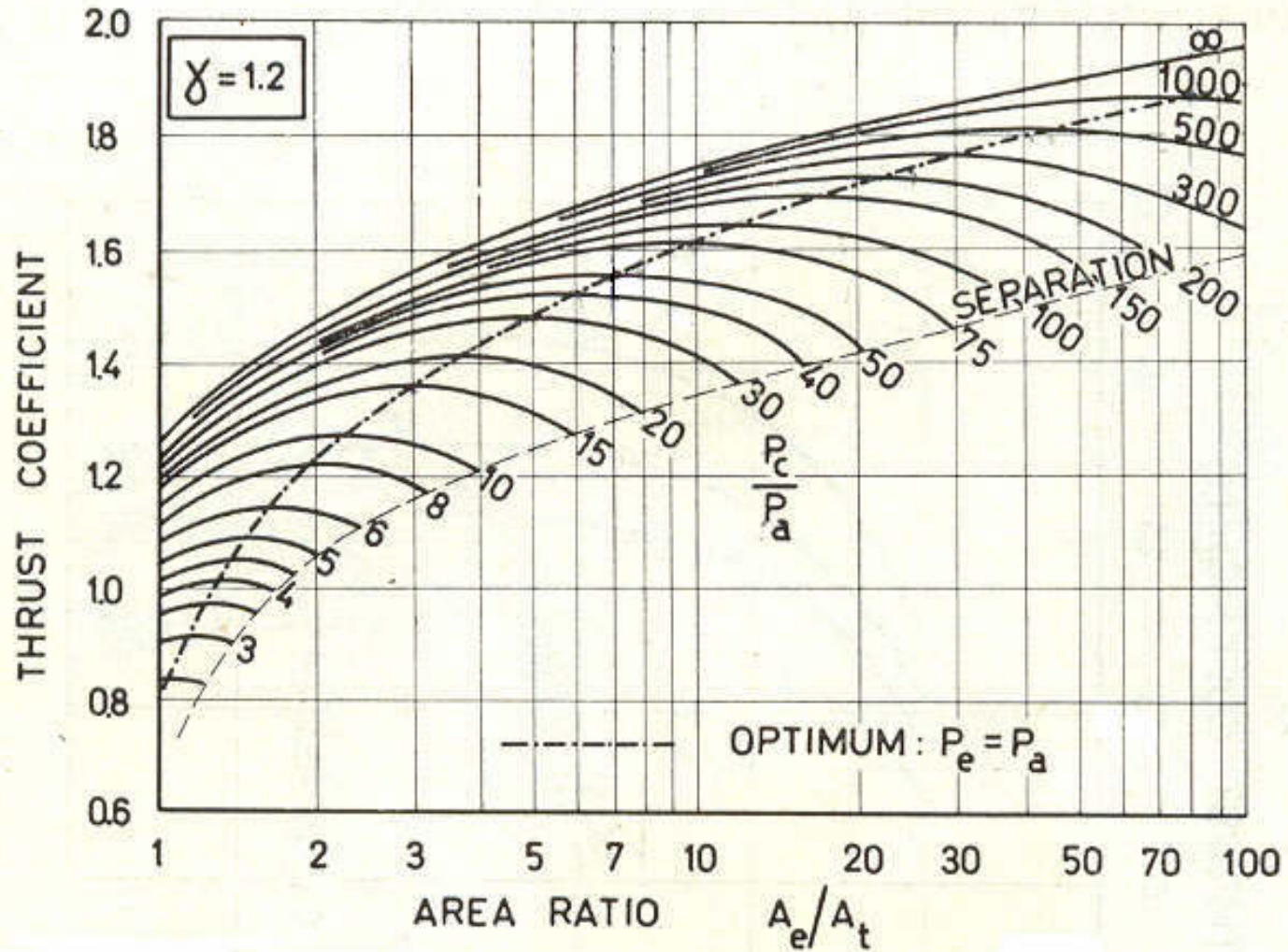
Coeficiente de empuxo

Teórico

$$C_F = \sqrt{\frac{2 \cdot \gamma^2}{\gamma - 1} \cdot \left(\frac{2}{\gamma + 1}\right)^{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}} \cdot \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}}\right]} + \frac{A_e}{A_{cr}} \cdot \left(\frac{p_e}{p_c} - \frac{p_a}{p_c}\right)$$

Real

$$C_F = \frac{F}{p_c \cdot A_{cr}}$$





Impulso total

$$I_T = \int_0^t F \cdot dt$$

$$I_T = I_{sp} \cdot M_p$$

Impulso específico

$$I_{sp} = \sqrt{\frac{2 \cdot \gamma}{\gamma - 1} \cdot R_o \cdot T_o \cdot \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_c} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \right]}$$

$$I_{sp} = C^* \cdot C_F$$



Empuxo

$$F = \dot{m} \cdot I_{sp}$$

$$F = p_c \cdot A_{cr} \cdot C_F$$

Fluxo de massa

$$\dot{m} = V_b \cdot S_b \cdot \rho_p$$

$$\dot{m} = \frac{p_c \cdot A_{cr}}{C^*}$$

Razão de expansão

$$\frac{A_e}{A_{cr}} = \frac{\Gamma}{\left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{1}{\gamma}} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]}}$$

Onde:

$$\Gamma = \sqrt{\gamma} \cdot \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{(\gamma+1)}{2(\gamma-1)}}$$



Pressão na câmara do motor

$$p_c = (a.C^* \cdot \rho_p)^{\frac{1}{1-n}} \cdot K_N^{\frac{1}{1-n}}$$

$$p_c = \alpha \cdot K_N^{\frac{1}{1-n}}$$

$$\alpha = (a.C^* \cdot \rho_p)^{\frac{1}{1-n}} \cdot ; \quad K_N = \frac{S_b}{A_{cr}}$$



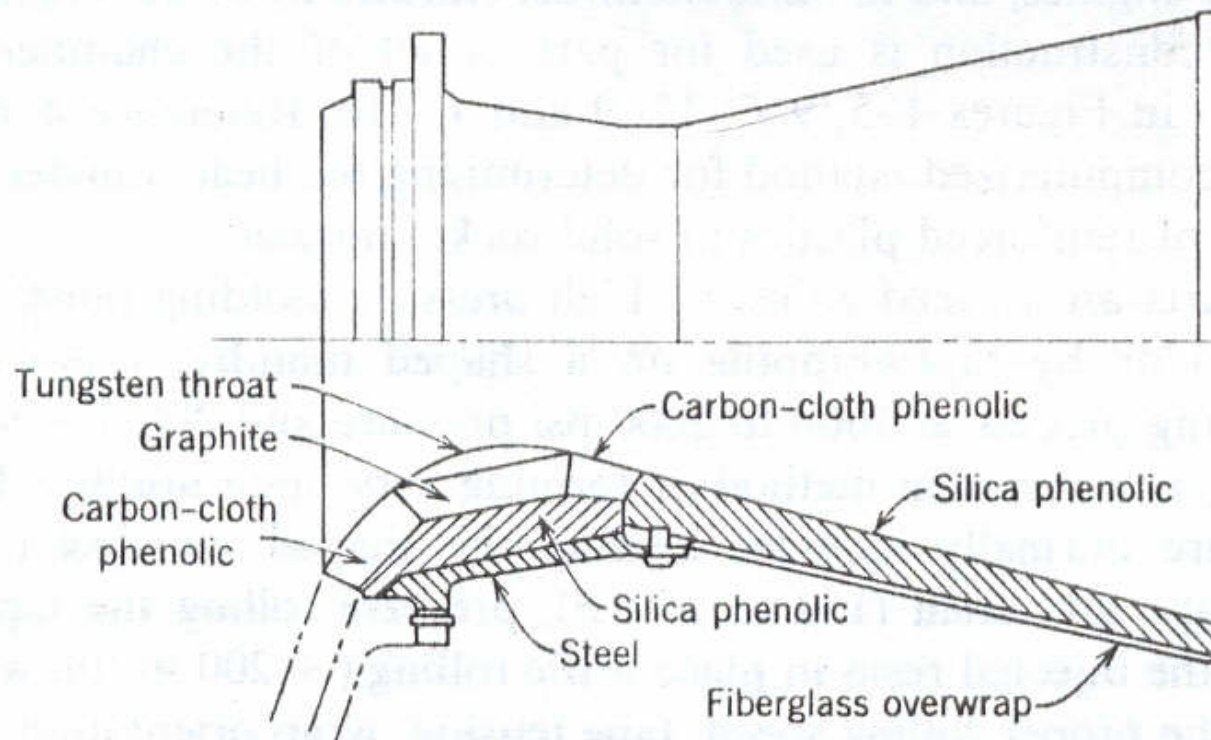
Eficiência estrutural

$$\eta_E = \frac{M_p}{M_E + M_p}$$

M_p - Massa de propelente do motor


M_E - Massa estrutural do motor

Teoria de tubeira





Princípio de funcionamento

Energia térmica  Energia cinética

↑
Câmara de
combustão C^*

↑
Tubeira C_F



Motor foguete ideal

- Os gases são homogêneos
- Os gases são considerados perfeitos
- Não há atrito no escoamento
- Não há transferência de calor
- O fluxo de gás é estável e constante
- A direção dos gases de exaustão é paralela ao eixo
- O equilíbrio químico é estabelecido dentro da câmara do motor
- Não há fase condensada

Relações termodinâmicas

$$p \cdot V = R \cdot T$$

$$\frac{T_1}{T_2} = \left(\frac{p_1}{p_2} \right)^{\left(\frac{\gamma-1}{\gamma} \right)} = \left(\frac{V_2}{V_1} \right)^{\gamma-1}$$

$$\frac{T_o}{T} = \left(\frac{p_o}{p} \right)^{\left(\frac{\gamma-1}{\gamma} \right)} = \left(\frac{V}{V_o} \right)^{\gamma-1}$$

$$a = \sqrt{\gamma \cdot R \cdot T}$$

$$M = \frac{v}{a}$$

$$M = \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \cdot \left(\frac{T_o}{T} - 1 \right)}$$

Relações termodinâmicas

$$v_2 = \sqrt{\frac{2 \cdot \gamma}{\gamma - 1} \cdot R \cdot T_1 \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \right]} + v_1^2 = \sqrt{\frac{2 \cdot \gamma}{\gamma - 1} \cdot R \cdot T_o \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_o} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \right]} + v_o^2$$

$$p_{cr} = p_1 \cdot \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad v_{cr} = v_1 \cdot \left(\frac{\gamma + 1}{2} \right)^{\frac{1}{\gamma - 1}} \quad T_{cr} = \frac{2 \cdot T_1}{\gamma + 1}$$

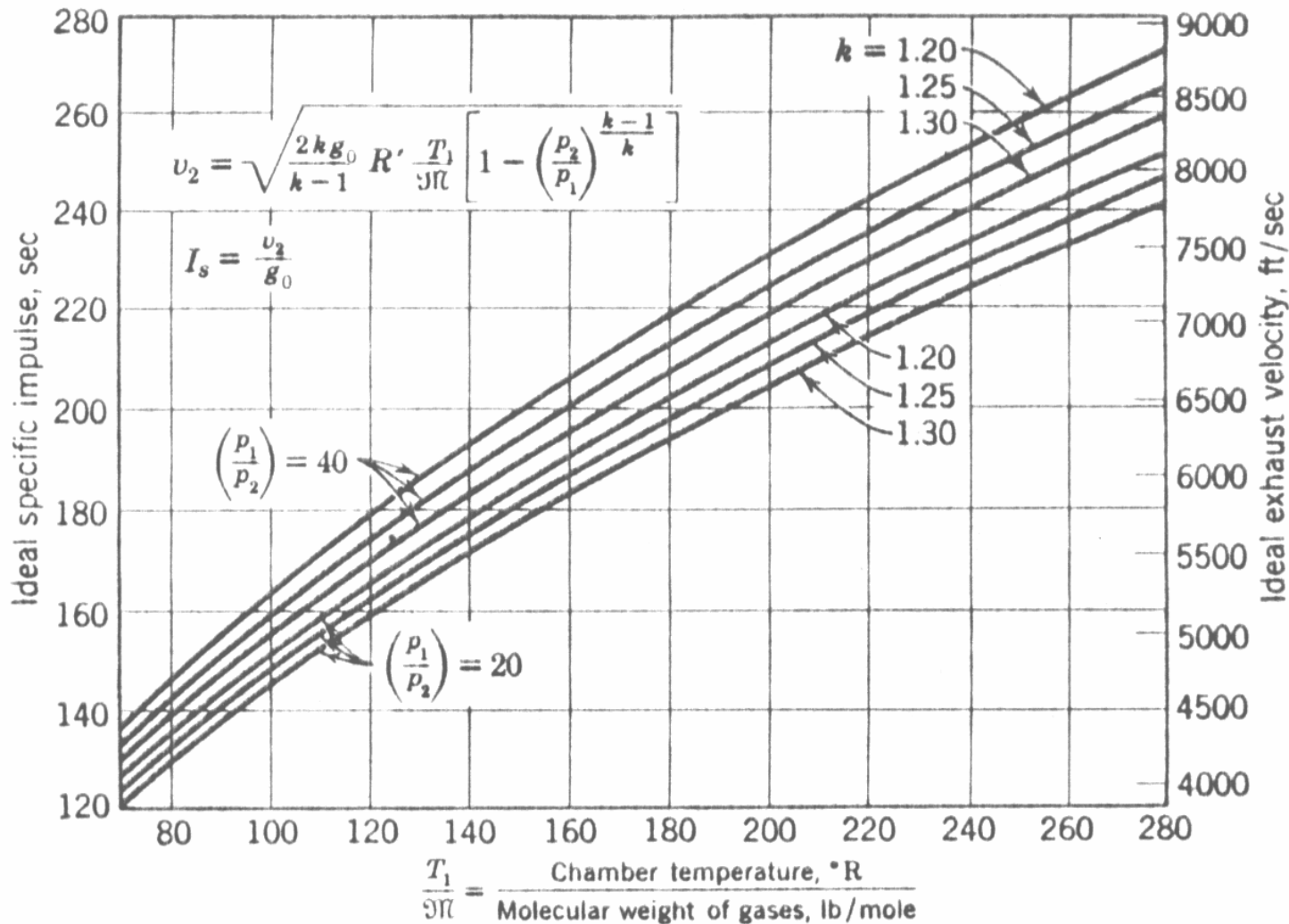
$$\dot{m} = \frac{p_o \cdot A_{cr}}{\sqrt{R_o \cdot T_o}} \cdot \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{2}{\gamma - 1}} \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot \gamma}{\gamma + 1}} = \frac{p_o \cdot A_{cr}}{C^*}$$

Relações termodinâmicas

$$V_{cr} = \sqrt{\frac{2 \cdot \gamma}{\gamma + 1} \cdot R_o \cdot T_o}$$

$$\rho_o = \frac{p_o}{R_o \cdot T_o} \quad \rho_{cr} = \rho_o \cdot \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{1}{\gamma - 1}}$$

$$\dot{m} = \frac{p_o \cdot A_{cr}}{\sqrt{R_o \cdot T_o}} \cdot \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{2}{\gamma - 1}} \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot \gamma}{\gamma + 1}} = \frac{p_o \cdot A_{cr}}{C^*}$$

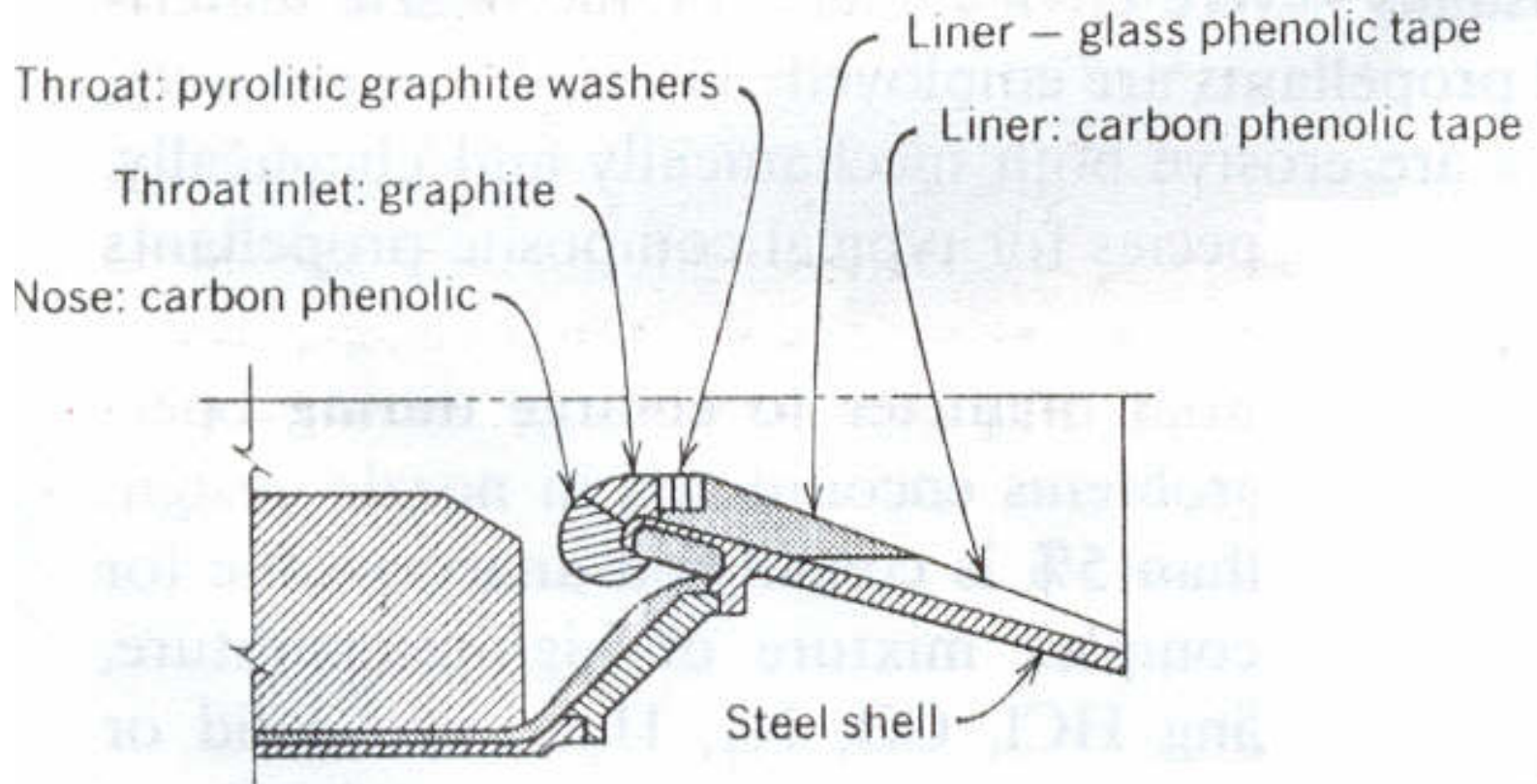




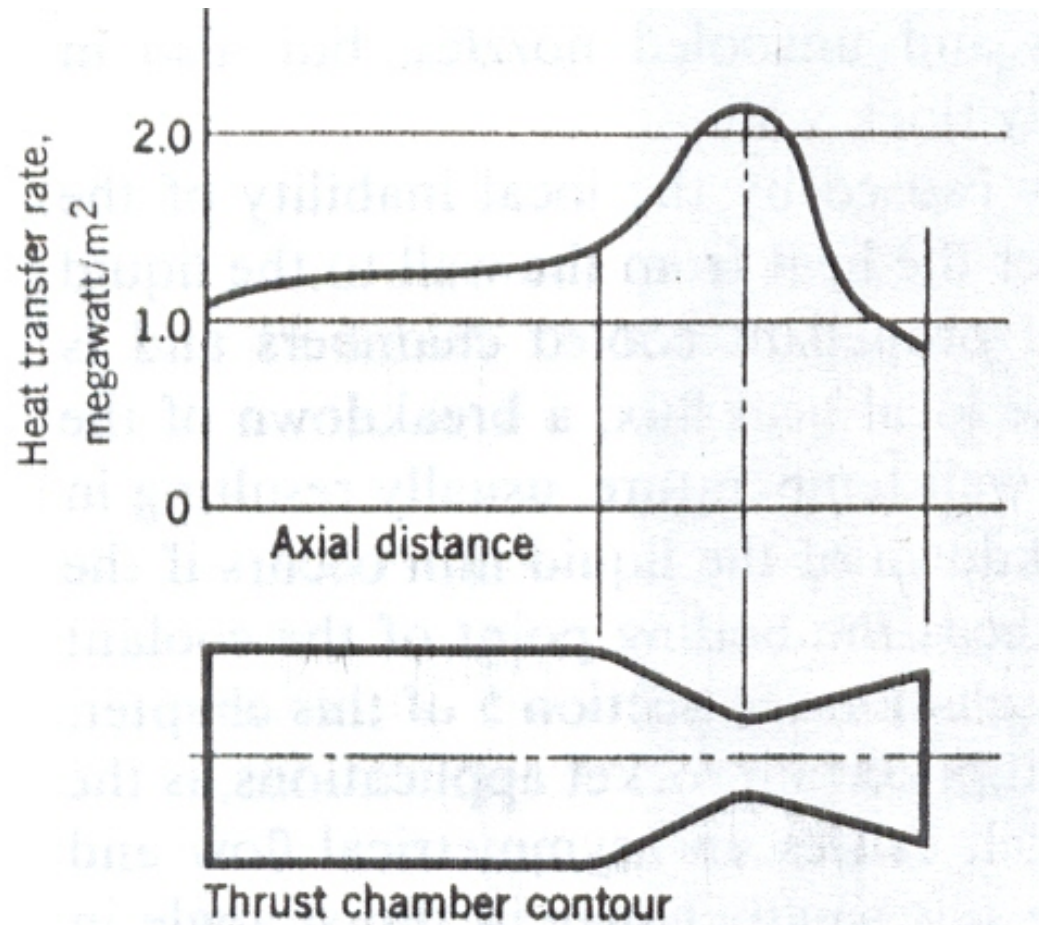
Dimensionamento de tubeiras

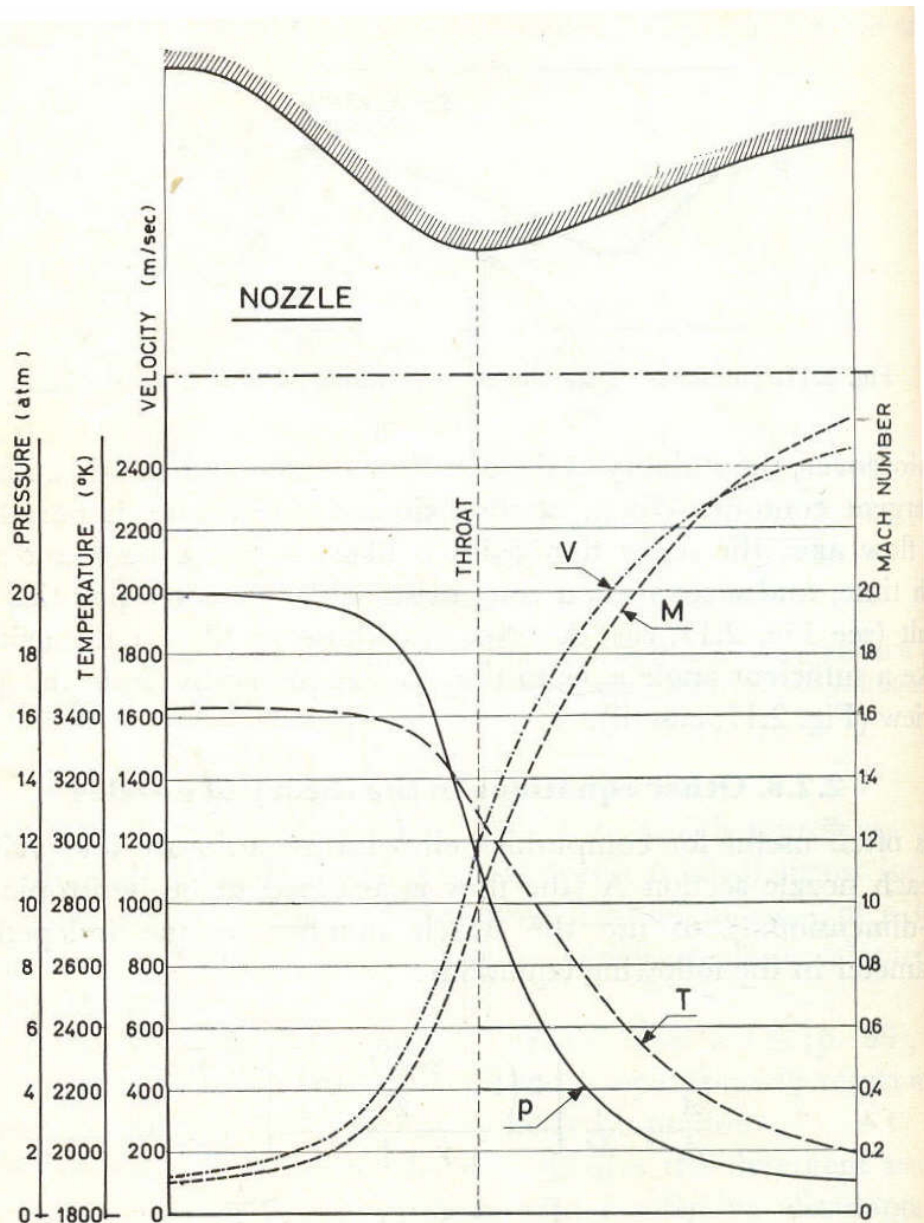
- Pressão de trabalho do motor
- Altitude de funcionamento
- Submersão na câmara do motor
- Perfil da tubeira
- Materiais utilizados na tubeira
- Perdas
- Massa estrutural

Tubeira submersa



Fluxo térmico





**Distribuição de
pressão,
temperatura e
velocidade ao
longo da tubeira**



Componentes principais

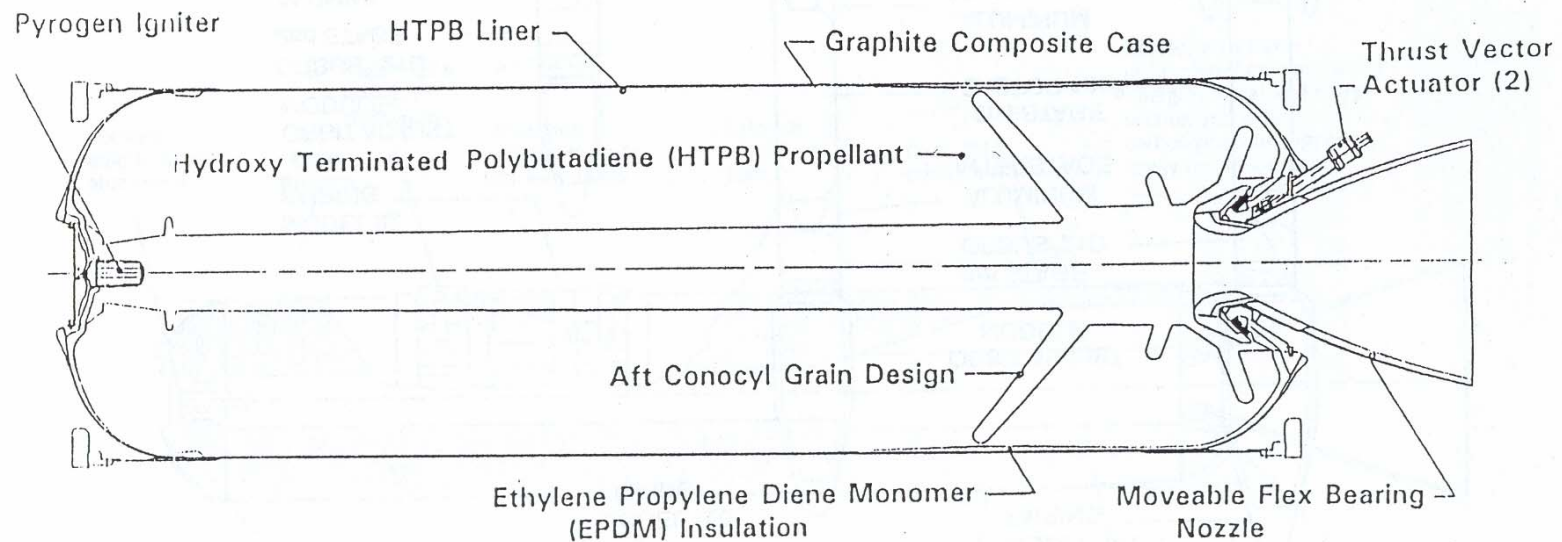
- Ignitor
- Tubeira
- Envelope motor
- Propelente
- Proteções térmicas



Sistemas auxiliares

- Sistema de controle do vetor empuxo (TVC)
- Sistema de terminação de empuxo
- Conexões aos módulos inter estágios
- Sistema de terminação de vôo (destruição)

Motor foguete Castor 120

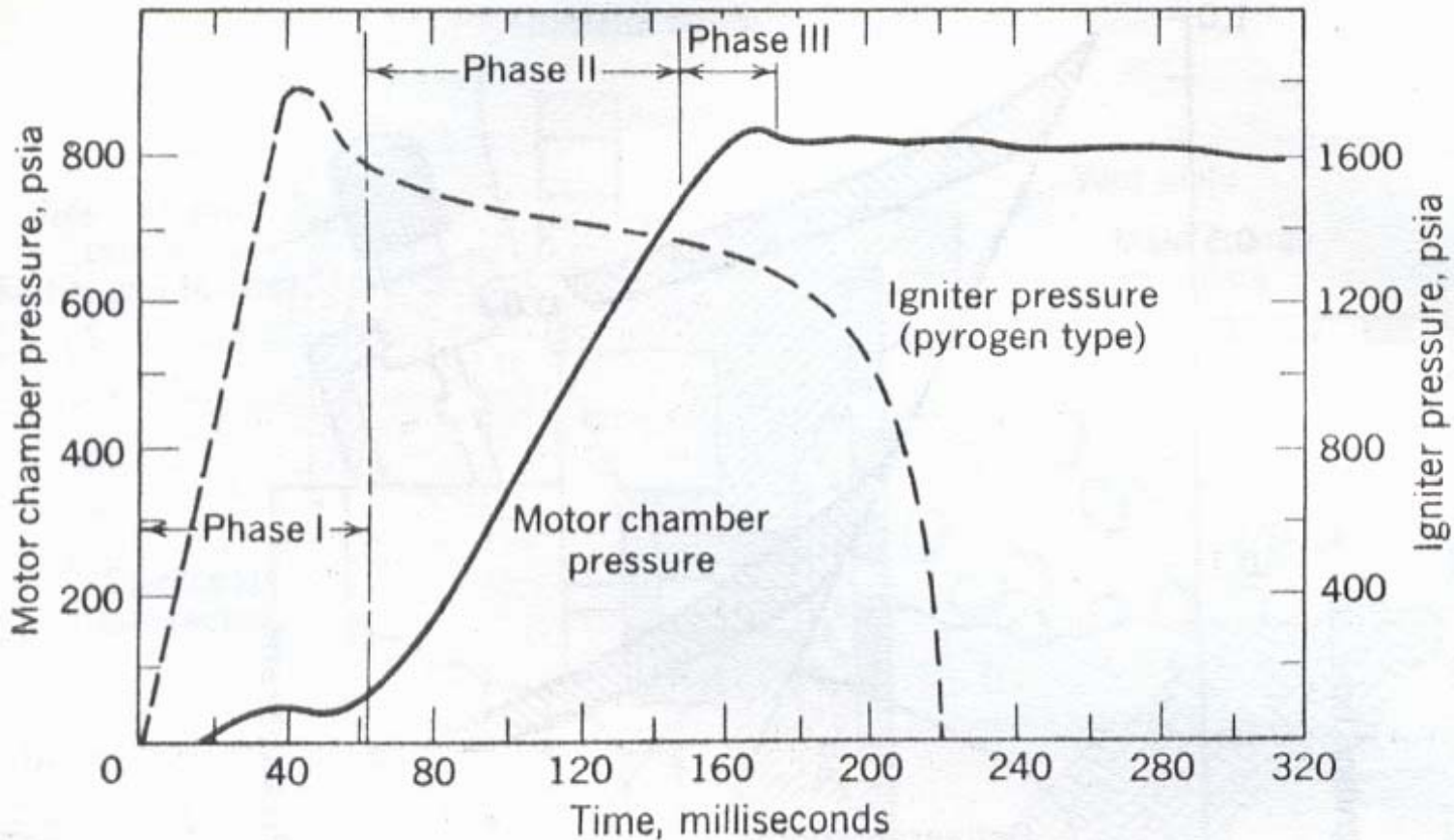




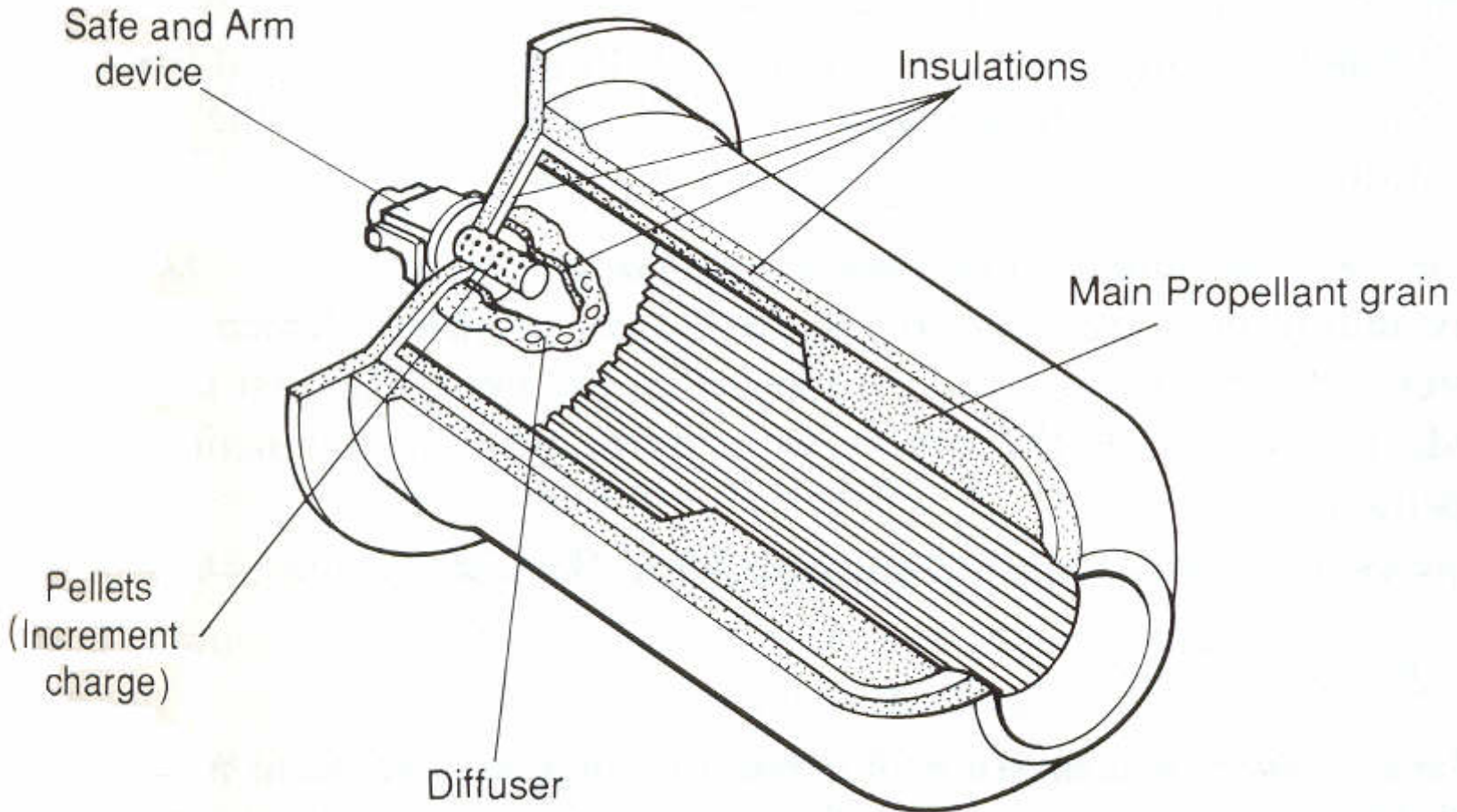
Ignitor

- **Função:** acendimento do motor
- **Características:** elevado fluxo de massa, resposta instantânea, confiável e simples
- **Tipos:** pirogênico e pirotécnico

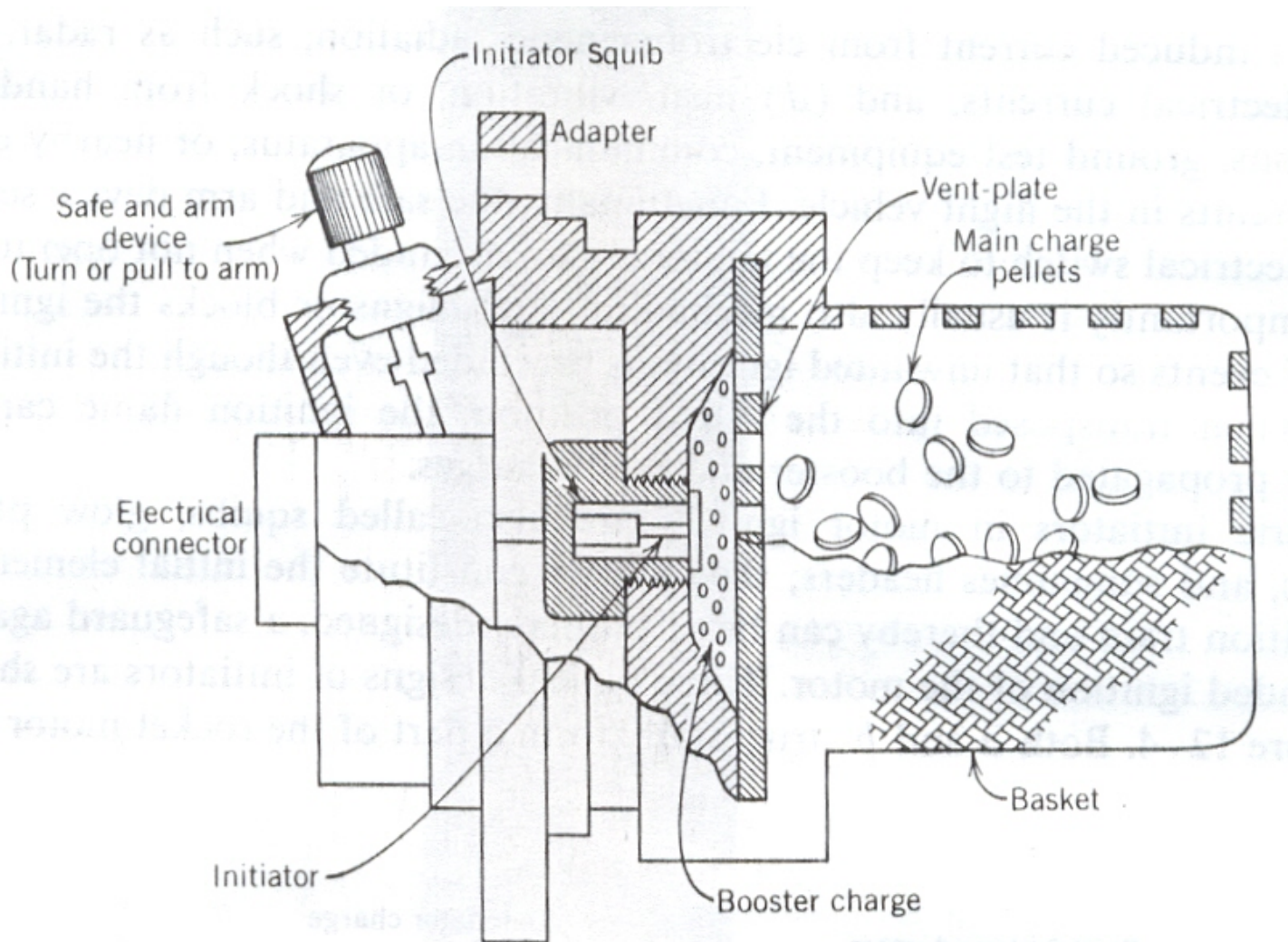
Fases do acendimento do motor



Ignitor tipo pirogênico



Ignitor tipo pirotécnico





Proteções térmicas

Função principal: proteger termicamente o envelope motor

Funções secundárias: adesão propelente/metal (liner) e alívio de tensão no processo de cura do propelente

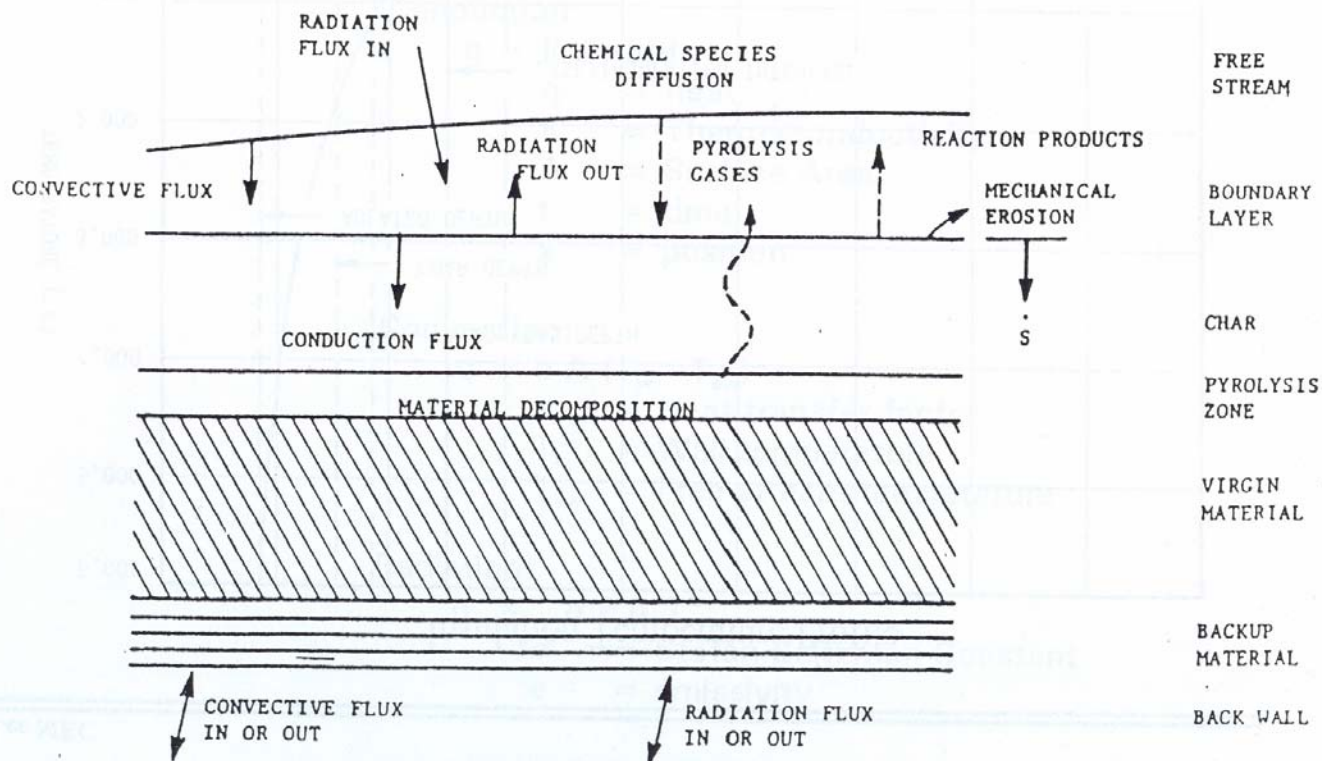


Características desejáveis para as proteções térmicas

- Baixa densidade
- Alta resistência à ablação
- Baixa condutividade térmica
- Fácil manufatura
- Não tóxico
- Não poluente

Modelo de ablação da proteção térmica

Insulation Erosion or Ablation Model:

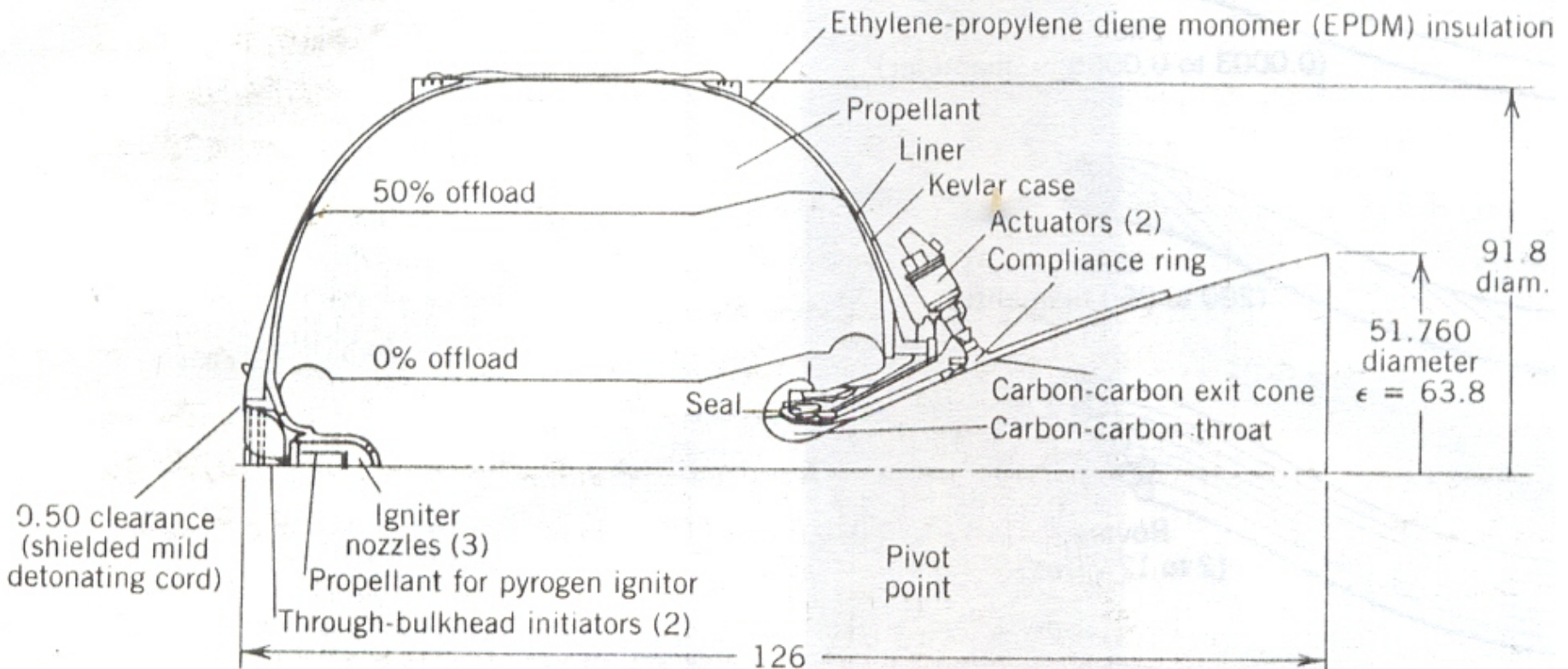




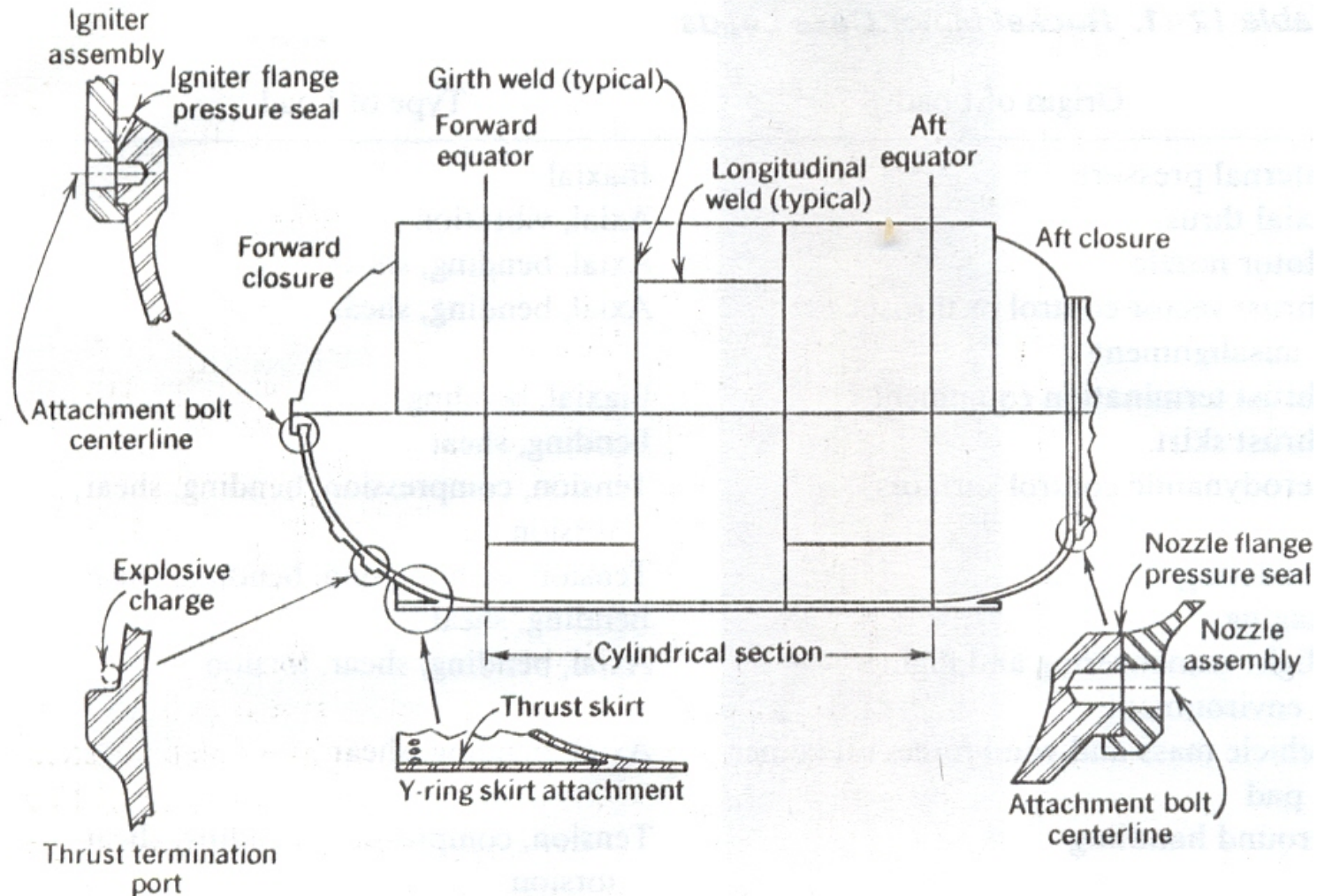
Materiais utilizados nas proteções térmicas

- Tecido de carbono + Resina fenólica
- Tecido de carbono + Resina epóxi
- Sílica + Resina fenólica
- Asbestos + Fenólica
- Poliisoprene + kevlar ou fibras de asbestos
- Borracha nitrílica de butadieno
- Liner

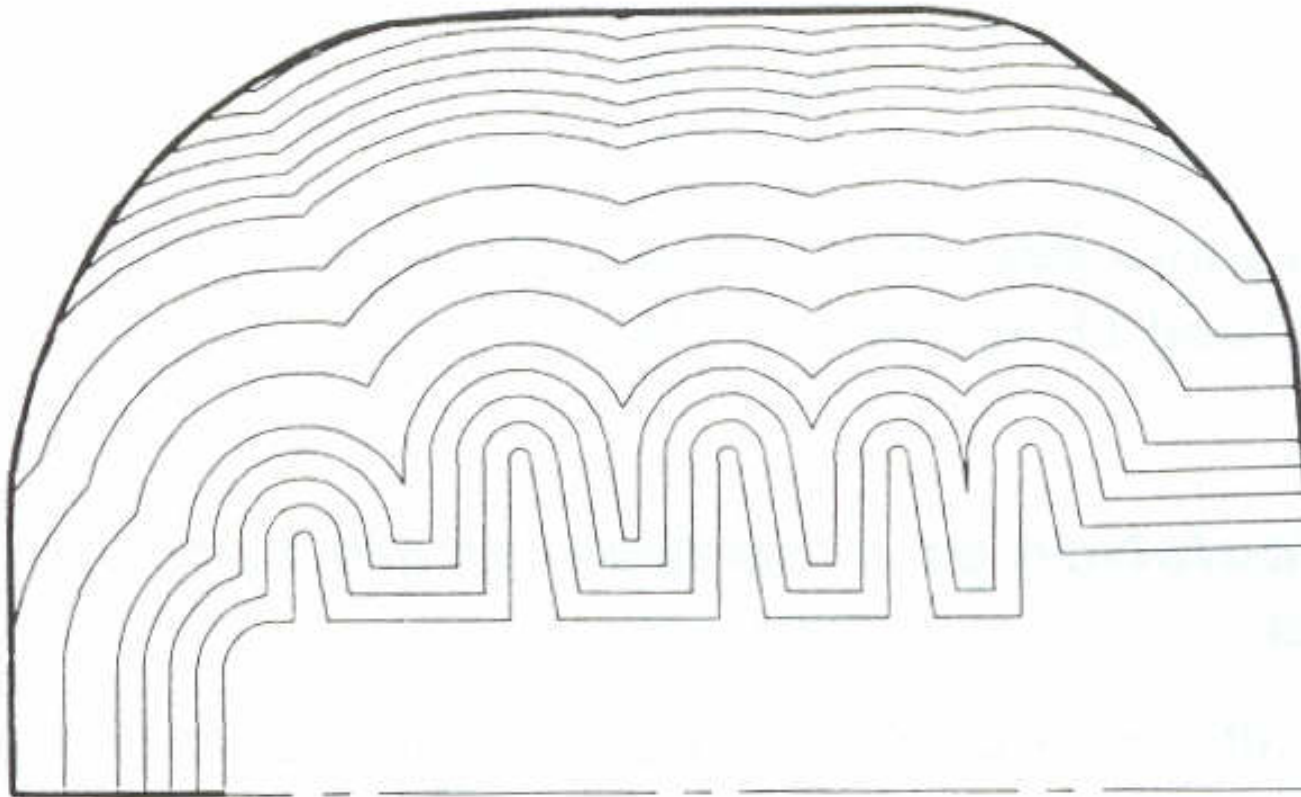
Envelope motor em material composto

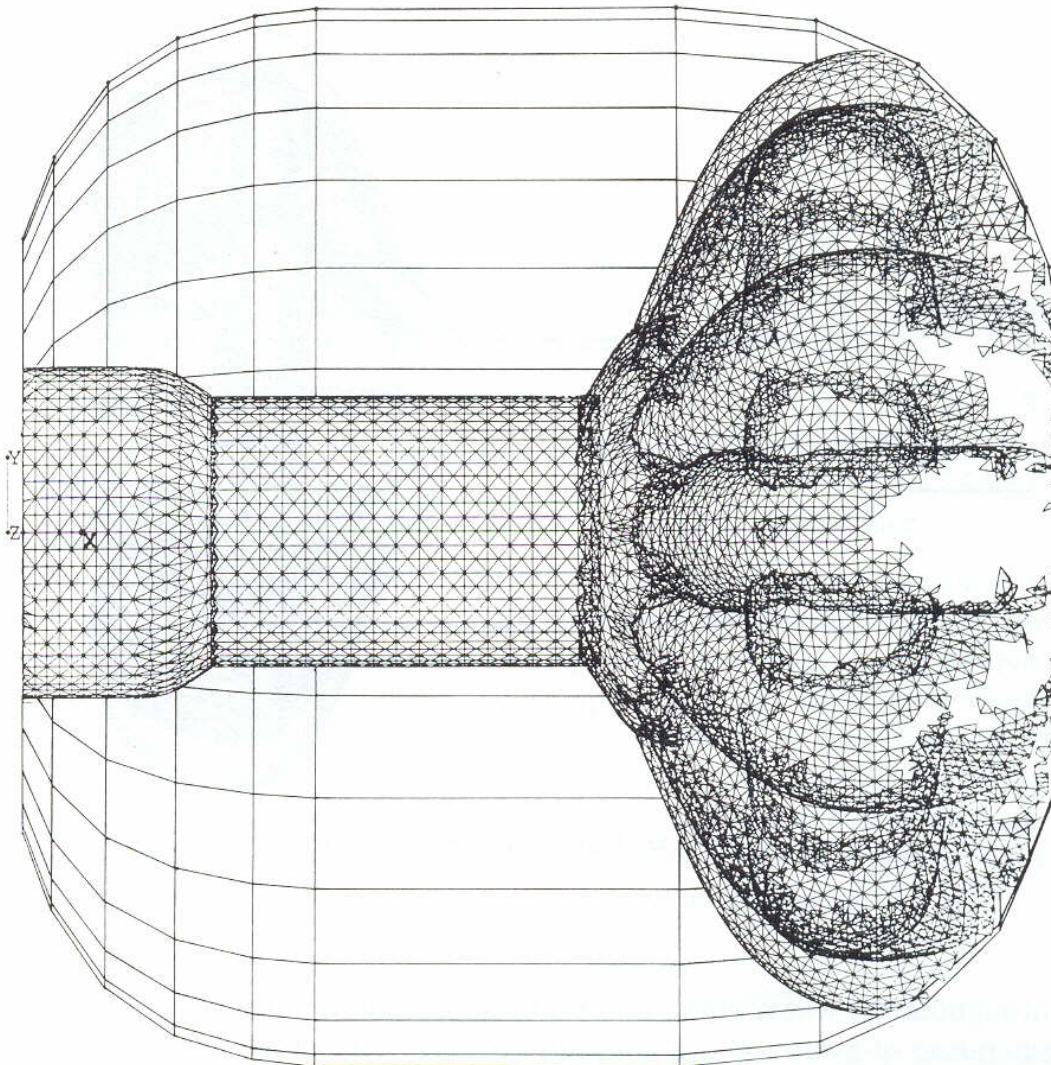


Envelope motor em metal



Configuração bloco usinado





Configuração finocyl

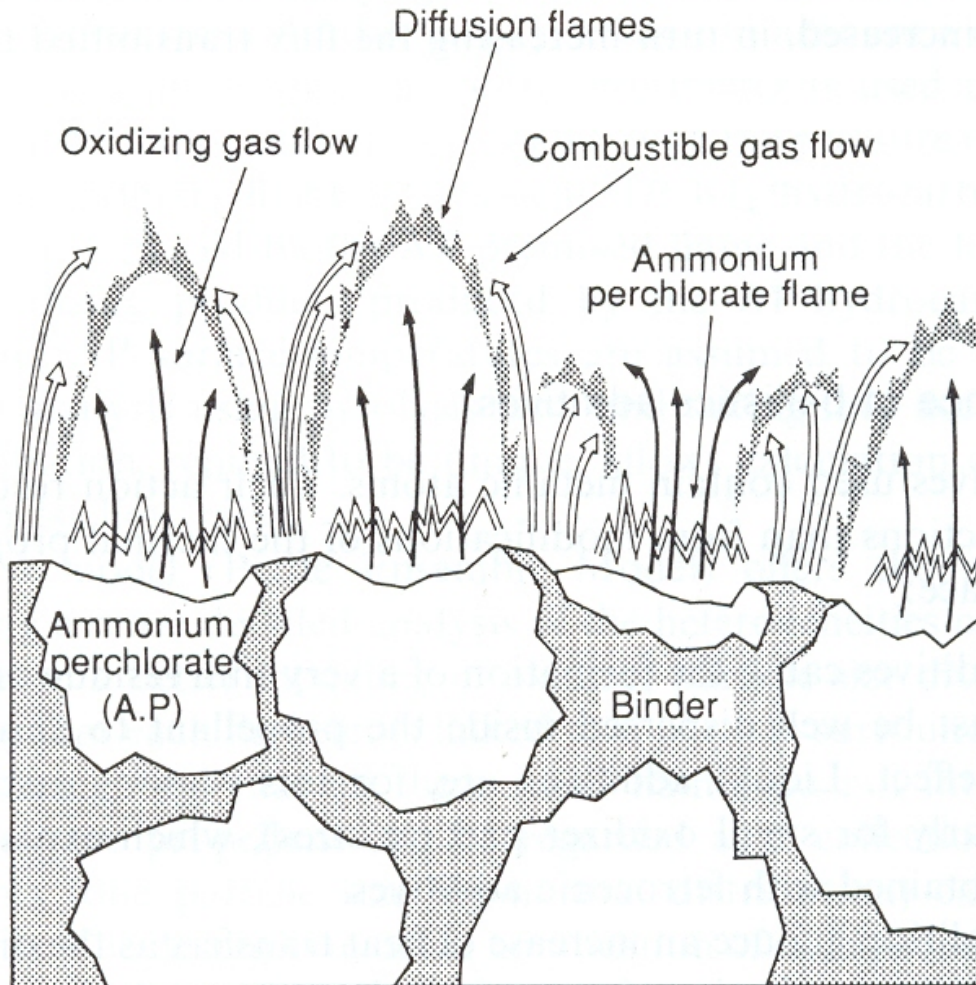


Aspectos a considerar no projeto do bloco de propelente

- Queima erosiva
- Coeficiente de enchimento
- Perfil da curva de pressão
- Integridade estrutural
- Aspectos operacionais de carregamento e desmoldagem do mandril
- Aspectos tecnológicos de usinagem do bloco

Propelente sólido

- **Tipos de propelente sólido:** homogêneo e heterogêneo
- **Composição:** Combustível, oxidante, metal, agente de ligação, catalisador, plastificante
- **Características desejáveis:** elevada densidade, elevado impulso específico, não tóxico, não poluente, boa resistência mecânica e alongação



Processo de combustão do propelente sólido compósito



Fases do projeto de motor foguete

- Especificação dos requisitos técnicos e operacionais
- Estudos preliminares ou de viabilidade
- Projeto e dimensionamento
- Ensaio de desenvolvimento
- Análise do ensaio
- Reavaliação do projeto se necessário
- Ensaios de qualificação



Requisitos técnicos

- Impulso total
- Tempo de operação
- Perfil da curva de empuxo
- Pressão máxima de operação
- Características do propelente
- Materiais e processos tecnológicos de fabricação disponíveis



Estudos preliminares ou de viabilidade

- Estudo de configurações: tipos de bloco de propelente; tipos de propelente; tubeira; proteções térmicas
- Parâmetros avaliados: desempenho, custo, confiabilidade, tecnologia disponível, etc
- Cálculo de trajetória (ferramenta para análise de desempenho do foguete)



Projeto e dimensionamento

- **Seleção da configuração**
 - **propelente**
 - Características físicas e mecânicas (densidade, propriedades mecânicas)
 - Características balísticas (velocidade de queima, sensibilidade térmica, queima erosiva)
 - Características energéticas (velocidade característica, impulso específico)



Projeto e dimensionamento

– bloco de propelente

- Comprimento
- Diâmetro
- Perfil interno
- Volume total e volume livre
- Massa de propelente
- Evolução da superfície de queima
- Velocidade de passagem dos gases (queima erosiva)



Projeto e dimensionamento

– tubeira

- Seleção do material da seção crítica e da parte divergente da tubeira
- Perfil da tubeira
- Razão de expansão (relacionada com a altitude de operação)



Projeto e dimensionamento

- **características propulsivas (curvas de pressão e empuxo)**
 - Estimativa da aceleração do foguete (requisitos da carga útil e da instrumentação)
 - Estimativa das eficiências da tubeira e da combustão
 - Estimativa de consumo de proteções térmicas
 - Estimativa de desgaste da seção crítica
 - Estimativa dos parâmetros de queima erosiva
 - Estimativa da temperatura do bloco de propelente



Projeto e dimensionamento

– proteções térmicas

- Seleção dos materiais
- Especificação da espessura total em função do tempo de exposição, da taxa de consumo e da espessura residual

– ignitor

- Massa da carga principal em função do volume livre
- Escolha do tipo de ignitor



Desenvolvimento e qualificação

- Ensaio do protótipo ou modelo de engenharia
- Avaliação dos resultados em função da especificação técnica
- Alterações no modelo de engenharia
- Ensaios de qualificação



Desempenho de motor foguete

- Eficiência da combustão $\eta_c = \frac{C_{\text{REAL}}^*}{C_{\text{TEÓRICO}}^*}$

- Eficiência da tubeira $\eta_{\text{TUB}} = \frac{C_{\text{F.REAL}}}{C_{\text{F.TEÓRICO}}}$

- Eficiência do motor $\eta_p = \frac{I_{\text{spR}}}{I_{\text{spT}}}$



Atividades de Propulsão Sólida no IAE

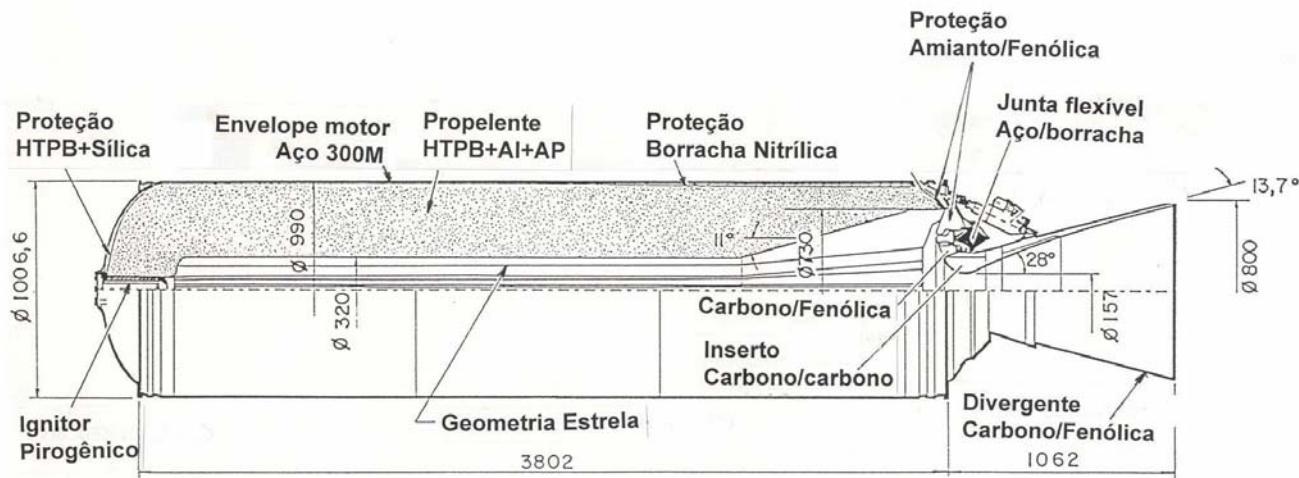
- VLS-1
- Foguetes de sondagem: VSB-30, VS-30, VS-40, Sonda III, Sonda II
- Propulsores de pequeno porte para o Sistema de Indução de Rolamento do VLS-1



- Revisão do projeto dos motores do VLS-1, em conjunto com a empresa russa SRC Makeyev
- Qualificação em vôo dos motores S43, S40 e S44
- Desenvolvimento, em conjunto com a ESA, do foguete de sondagem VSB-30

Características dos motores do VLS-1

	1º Est.	2º Est.	3º Est.	4º Est.
Motor	4xS43	S43	S40	S44
M_p (kg)	7150	7150	4440	810
Isp (m/s)	2650	2790	2730	2770
t_b (s)	58	58	56	64
F_v (kN)	310	335	200	34
TVC	TM	TM	TM	----



**Motor S40
3^o estágio
VLS-1**