



UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA  
"JÚLIO DE MESQUITA FILHO"

**CAIO SADAME NAGASAKA**

**METODOLOGIA PARA ANÁLISE ESTRUTURAL DE ENVELOPES-MOTOR DE  
FOGUETES DE PROPULSÃO SÓLIDA DESENVOLVIDA PELA AVIBRAS**

Guaratinguetá – SP  
2015

CAIO SADAME NAGASAKA

METODOLOGIA PARA ANÁLISE ESTRUTURAL DE ENVELOPES-MOTOR DE  
FOGUETES DE PROPULSÃO SÓLIDA DESENVOLVIDA PELA AVIBRAS

Trabalho de Graduação apresentado ao Conselho de Curso de Graduação em Engenharia de Mecânica da Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, como parte dos requisitos para obtenção do diploma de Graduação em Engenharia de Mecânica.

Orientador: Prof. Dr. Marcelo Sampaio Martins

Guaratinguetá  
2015

N147m Nagasaka, Caio Sadame  
Metodologia para análise estrutural de envelopes-motor de foguetes de propulsão sólida desenvolvida pela AVIBRAS / Caio Sadame Nagasaka. – Guaratinguetá, 2016.  
47 f : il.  
Bibliografia: f. 47

Trabalho de Graduação em Engenharia Mecânica – Universidade Estadual Paulista, Faculdade de Engenharia de Guaratinguetá, 2016.  
Orientador: Prof. Dr. Marcelo Sampaio Martins  
Coorientador: Prof. Dr. Luís Antonio Silva

1. Foguetes (Aeronáutica) 2. Motores de foguetes 3. Vasos de pressão I. Título

CDU 629.764

**CAIO SADAME NAGASAKA**

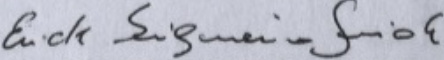
ESTE TRABALHO DE GRADUAÇÃO FOI JULGADO ADEQUADO COMO  
PARTE DO REQUISITO PARA A OBTENÇÃO DO DIPLOMA DE  
“**GRADUADO EM ENGENHARIA MECÂNICA**”

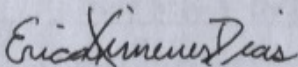
APROVADO EM SUA FORMA FINAL PELO CONSELHO DE CURSO DE  
GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA

Prof. Dr. MARCELO SAMPAIO MARTINS  
Coordenador

**BANCA EXAMINADORA:**

Prof. Dr. MARCELO SAMPAIO MARTINS  
Orientador/UNESP-FEG

  
Prof. Dr. ERICK SIQUEIRA GUIDI  
UNESP-FEG

  
Me. ERICA XIMENES DIAS  
UNESP-FEG

**Dezembro de 2015**

NAGASAKA, C. S. **Metodologia para análise estrutural de envelopes motores de foguetes de propulsão sólida desenvolvida pela avibras**. 2015. 47 f. Trabalho de Graduação (Graduação em Engenharia Mecânica) – Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, Guaratinguetá, 2015.

## **RESUMO**

O foguete é um veículo cujo movimento é causado pela ejeção de gases provenientes da combustão de um grão propelente sólido. Estes gases são comprimidos e expandidos por um convergente-divergente a fim de converter a pressão interna em um escoamento de velocidade supersônica. Assim dando origem ao empuxo, que é a força responsável pelo movimento. No projeto de motores-foguete o envelope-motor deverá suportar essa pressão interna como esforço estrutural predominante. O envelope-motor típico para estes tipos de foguetes é composto basicamente por um cilindro e dois domos esféricos em suas extremidades, essencialmente um vaso de pressão de paredes finas. Nesta monografia será demonstrada uma metodologia de estudo que determinará a espessura do cilindro que compõe o envelope-motor a partir do cálculo da pressão interna determinada por meio de parâmetros propulsivos da combustão de um propelente sólido. Assim como as devidas considerações e restrições que definem a aplicabilidade desse método.

**PALAVRAS-CHAVE:** Envelope-motor. Foguete propulsão sólida. Vaso de pressão de paredes finas.

**NAGASAKA, C. S. Metodology for structural analysis of solid rocket motor case developed by avibras.** 2015. 47 f. Graduate work (Graduate in Mechanical Engineering) – Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, Guaratinguetá, 2015.

### **ABSTRACT**

The rocket obtains movement through ejection gases. Those gases come from the combustion of a solid propellant which are expanded and compressed through a nozzle. This process turns the internal pressure of combustion into a flow with supersonic velocity. Creating thrust, the force responsible for the movement. In rocket motor design, the case should tolerate this internal pressure as the main stress agent. The typical motor case has one cylinder and two spherical domes at both ends, essentially it is a thin-walled pressure vessel. This work shows a study methodology for determination of motor case wall thickness by calculating the combustion chamber internal pressure based on propulsive parameters of solid propellant. In addition, the restrictions of the applicability of this method.

**KEYWORDS:** Motor case. Solid propulsion rocket. Thin-walled pressure vessel.

## LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 – Míssil EXOCET MM40 .....	12
Figura 2 – Força de reação causada pela exaustão dos gases .....	12
Figura 3 - Componentes do Foguete de Propulsão Sólida Típico .....	13
Figura 4 – Envelope-motor Metálico.....	16
Figura 5 – Envelope-motor de Material Composto .....	17
Figura 6 – Grão Propelente .....	19
Figura 7 – Tubeira em corte.....	21
Figura 8 – Ignitor pirotécnico .....	22
Figura 9 - Diagrama de contornos de sucessivas superfícies de queima .....	24
Figura 10 - Diagrama da Tubeira.....	27
Figura 11 - Classificação do Grão conforme a Curva Pressão x Tempo .....	30
Figura 12 - Exemplos de Geometria do Grão Radial.....	31
Figura 13 - Exemplos de Geometria de Grão com Queima Longitudinal e Radial .....	31
Figura 14 - Vaso de pressão cilíndrico .....	36
Figura 15 –Análise estrutural de uma colheitadeira utilizando o software ANSYS Mechanical.....	39
Figura 16 - Diagrama para Dimensionamento, Predição de Balística Interna e Cálculo de Espessura de um Envelope-Motor .....	41
Figura 17 - Curva de Empuxo [Kgf] x Tempo [s] .....	42
Figura 18 - Simulação Estrutural Envelope Motor-foguete Vista em Corte .....	44
Figura 19 - Simulação Estrutural Envelope Motor-foguete Vista Completa.....	45

## **LISTA DE TABELAS**

Tabela 1 - Principais tensões no Motor-Foguete .....	15
Tabela 2 - Fontes e Descrição do Carregamento .....	34

## LISTA DE SÍMBOLOS

$a$	Constante da taxa de queima
$A_b$	Área de queima do propelente sólido
$A_t$	Área transversal da garganta da tubeira
$c^*$	Velocidade característica do propelente
$D$	Diâmetro
$F$	Força
$k$	Taxa de calor específico
$K$	Razão da área da superfície de queima por área da garganta
$L$	Comprimento
$m$	Massa
$\dot{m}$	Vazão mássica
$n$	Expoente da taxa de queima
$p$	Pressão
$p_1$	Pressão na câmara de combustão
$r$	Taxa de queima do propelente
$r_c$	Raio do cilindro
$R$	Constante dos gases
$t$	Tempo
$t_p$	Espessura da parede do cilindro
$T$	Temperatura absoluta
$v_2$	Velocidade de exaustão teórico
$V_b$	Volume do propelente
$V_c$	Volume da câmara de combustão
$\delta$	Derivada parcial
$\rho$	Massa Específica
$\pi_K$	Coefficiente pressão de sensibilidade à temperatura
$\sigma$	Tensão
$\sigma_1$	Tensão circunferencial
$\sigma_2$	Tensão meridional
$\sigma_e$	Tensão Equivalente
$\sigma_p$	Coefficiente de taxa de queima de sensibilidade à temperatura

## SUMÁRIO

<b>1</b>	<b>INTRODUÇÃO .....</b>	<b>9</b>
<b>1.1</b>	<b>A empresa: AVIBRAS.....</b>	<b>9</b>
<b>1.2</b>	<b>Objetivos.....</b>	<b>9</b>
<b>1.3</b>	<b>Justificativas .....</b>	<b>9</b>
<b>1.4</b>	<b>Exequibilidade .....</b>	<b>10</b>
<b>1.5</b>	<b>Aplicabilidade.....</b>	<b>10</b>
<b>3</b>	<b>REVISÃO BIBLIOGRÁFICA .....</b>	<b>11</b>
<b>3.1</b>	<b>Princípios da propulsão .....</b>	<b>11</b>
<b>3.2</b>	<b>Principais componentes do motor foguete .....</b>	<b>13</b>
3.2.1	ENVELOPE-MOTOR.....	14
3.2.2	GRÃO PROPELENTE.....	18
3.2.3	ISOLANTE TÉRMICO .....	19
3.2.4	TUBEIRA .....	20
3.2.5	IGNITOR .....	22
<b>3.3</b>	<b>O foguete ideal.....</b>	<b>22</b>
<b>3.4</b>	<b>Cálculo propulsivo.....</b>	<b>23</b>
3.4.1	IMPULSÃO TOTAL .....	24
3.4.2	TAXA DE QUEIMA.....	24
3.4.3	INFLUÊNCIA DA PRESSÃO NA TAXA DE QUEIMA .....	25
3.4.4	INFLUÊNCIA DA TEMPERATURA NA TAXA DE QUEIMA .....	26
3.4.5	ESCOAMENTO ISOENTRÓPICO PELA TUBEIRA .....	26
3.4.6	VELOCIDADE CARACTERÍSTICA .....	28
3.4.7	EQUAÇÃO DA CONSERVAÇÃO DE MASSA .....	28
3.4.8	PRESSÃO NA CÂMARA DE COMBUSTÃO .....	28
<b>3.5</b>	<b>Projeto do grão propelente .....</b>	<b>29</b>
<b>3.6</b>	<b>Análise de tensão e deformação no grão propelente.....</b>	<b>32</b>
<b>3.7</b>	<b>Vasos de pressão .....</b>	<b>35</b>
<b>3.8</b>	<b>Análise de tensões e deformações .....</b>	<b>35</b>
<b>3.9</b>	<b>Teoria da energia de distorção máxima.....</b>	<b>37</b>
<b>3.10</b>	<b>Simulação Estrutural – Teoria de Elementos Finitos e Aplicações com ANSYS Mechanical .....</b>	<b>38</b>
<b>4</b>	<b>METODOLOGIA.....</b>	<b>40</b>
<b>5</b>	<b>RESULTADOS E DISCUSSÕES .....</b>	<b>42</b>
<b>6</b>	<b>CONCLUSÃO.....</b>	<b>46</b>
	<b>REFERÊNCIAS.....</b>	<b>47</b>

## **1 INTRODUÇÃO**

### **1.1 A empresa: AVIBRAS**

“A AVIBRAS INDÚSTRIA AEROESPACIAL S/A atua no setor aeroespacial e recebeu destaque ao equipar as Forças Armadas brasileiras e nações parceiras com sistemas avançados de defesa, além de foguetes espaciais. Atualmente é reconhecida internacionalmente na área de defesa por sua excelência em engenharia e tecnologia avançada, produzindo sistemas de defesa ar-terra, terra-ar e terra-terra; veículos aéreos não tripulados e mísseis, com software e hardware desenvolvidos, desde o projeto até a integração na própria empresa.

Pioneira na pesquisa e produção de mísseis brasileiros, atualmente desenvolve míssil de cruzeiro para lançamento a partir da plataforma ASTROS 2020. Industrializa e desenvolve motores-foguete para mísseis da Força Aérea Brasileira e da Marinha do Brasil. Entre outros programas, desenvolve em conjunto com a África do Sul o míssil de quinta geração denominado A-DARTER, a ser lançado nos novos caças recentemente adquiridos pela Força Aérea Brasileira - GRIPEN.”<sup>1</sup>

### **1.2 Objetivos**

Nesta monografia foi demonstrada uma metodologia de estudo que determinará a espessura do cilindro que compõe o envelope-motor a partir do cálculo da pressão interna determinada por meio de de parâmetros propulsivos da combustão de um propelente sólido. Assim como as devidas considerações e restrições que definem a aplicabilidade deste método.

### **1.3 Justificativas**

O envelope-motor não apenas contém o grão propelente, mas também é utilizado como um vaso de pressão de paredes finas carregado. A combustão do propelente sólido originará gases em altas temperaturas que são pressurizados dentro de uma câmara,

---

<sup>1</sup> Disponível em: <<https://www.avibras.com.br/site/pt/programasmilitares/misseis.html>> Acesso em 6 de julho de 2015.

espressão será convertida em uma força propulsiva a partir da passagem desses gases por um bocal DeLaval (tubeira).

Além de exercer função estrutural, o envelope-motor também serve como uma estrutura primária que moldará o foguete. Portanto faz-se necessária a análise criteriosa da resistência estrutural deste componente.

#### **1.4 Exequibilidade**

Por meio da metodologia de cálculos analíticos que será apresentado pode-se estimar as dimensões iniciais deste vaso de pressão. A simulação por elementos finitos deve ser utilizada para verificar os esforços críticos no projeto a fim de identificar as zonas concentradoras de tensão. O modelo inicial portanto, deve ser redesenhado conforme o feedback do passo anterior. Esta etapa deve ser iterativa de modo a obter um vaso de pressão otimizado. Por fim, o protótipo deve passar ensaio hidráulico estático para validação do projeto.

#### **1.5 Aplicabilidade**

A metodologia apresentada nesta monografia se baseia no conceito de foguete ideal de propulsão sólida. O envelope-motor é dimensionado segundo a pressão na câmara de combustão (esforço predominante). Não são considerados os esforços dinâmicos, estáticos e térmicos o qual o foguete estará sujeito ao longo de sua vida útil. Somente a parede do cilindro é dimensionada, o projeto dos domos dianteiro e traseiro fogem do escopo deste trabalho.

### 3 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

#### 3.1 Princípios da propulsão

“Os lançamentos de foguetes se tornaram um espetáculo na mídia. Em jornais, revistas, filmes e televisão frequentemente observamos imagens dos primeiros segundos de lançamento, no qual uma grande quantidade de gases é emanada do veículo que começa a ganhar velocidade (Figura 1). Sob uma ótica técnica esse movimento é uma simples relação do princípio de ação e reação estabelecida por Sir Isaac Newton em sua obra mais notória, “Philosophiæ Naturalis Principia Mathematica” (Figura 2).” (DAVENAS, 1988).

Tal relação é expressa matematicamente pela Equação 1.

$$F = \dot{m} \cdot v_2 \quad \text{Equação (1)}$$

$F$  = Força de reação (Empuxo) [N]

$\dot{m}$  = vazão mássica de gás [kg/s]

$v_2$  = velocidade dos gases de combustão [m/s]

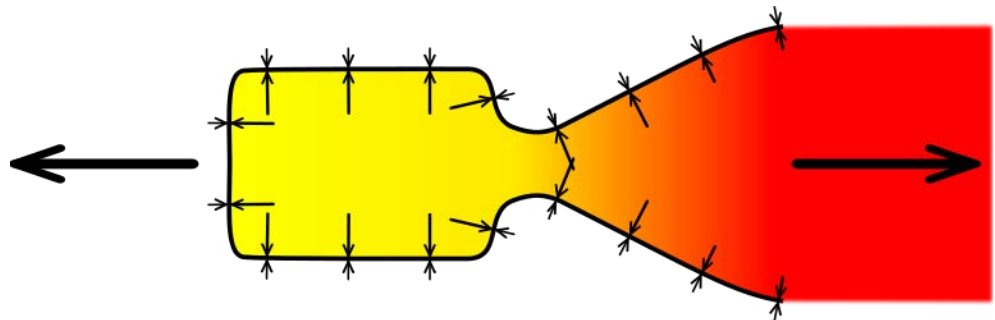
Todo o volume de gás é originado da queima de um combustível de massa sólida. Este é o conceito básico de um foguete de propulsão sólida.

*Figura 1 – Míssil EXOCET MM40*



Fonte: MercoPress South Atlantic News Agency.<sup>2</sup>

*Figura 2 – Força de reação causada pela exaustão dos gases*



Fonte: DIY Space Exploration<sup>3</sup>

---

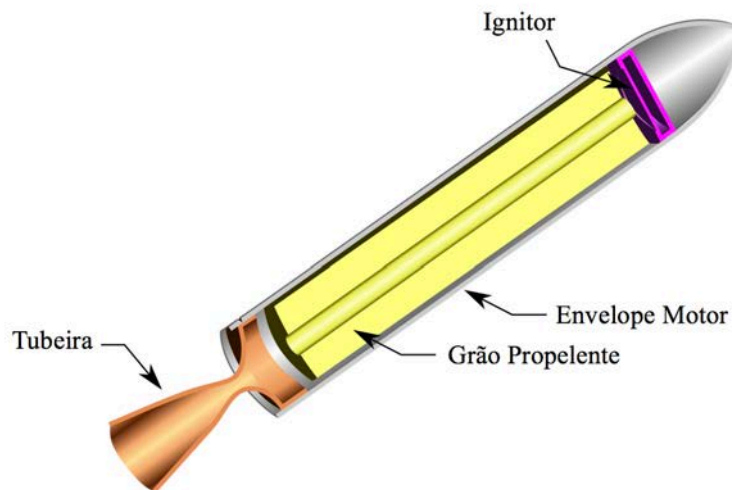
<sup>2</sup>Disponível em: <[en.mercopress.com/2012/05/11/brazilian-navy-successfully-tests-exocet-missile-with-engine-manufactured-in-the-country](http://en.mercopress.com/2012/05/11/brazilian-navy-successfully-tests-exocet-missile-with-engine-manufactured-in-the-country)> Acesso em 6 de julho de 2015.

<sup>3</sup>Disponível em: <[www.diyspaceexploration.com/understanding-rocket-thrust/](http://www.diyspaceexploration.com/understanding-rocket-thrust/)> Acesso em 6 de julho de 2015.

### 3.2 Principais componentes do motor foguete

“O motor foguete de propulsão sólida típico (Figura 3) é projetado para suportar a pressão derivada da combustão do grão propelente. Os gases resultantes são expandidos por um bocal convergente-divergente (tubeira), de modo a converter essa pressão em velocidade de exaustão. O motor-foguete é composto por cinco componentes principais.” (DAVENAS, 1988).

*Figura 3 - Componentes do Foguete de Propulsão Sólida Típico*



Fonte: Design & Analysis of Solid Rocket Motor Casing for Aerospace Applications

“Quase todos os motores-foguete são utilizados uma única vez. Assim que os objetivos da missão são atingidos e a queima completada do propelente, todos os componentes residuais – tubeira, envelope motor e dispositivo de controle empuxo vetorial – não são reutilizáveis. Os processos de recuperação, limpeza, revalidação da integridade mecânica e recarregamento destes dispositivos, tornam o projeto do motor muito mais complexo, apesar de representarem uma redução no custo.

Esses componentes não podem ser testados, uma vez que o teste representaria um ensaio destrutivo. Portanto, a confiabilidade de cada motor-foguete deve ser avaliada

individualmente, de modo a garantir a integridade estrutural e a qualidade no processo de manufatura de cada componente.“ (SUTTON, 2001).

### 3.2.1 ENVELOPE-MOTOR

“Produzido em aço de alta resistência ou por materiais compostos ( fibra de vidro, aramida, fibra de carbono), o envelope-motor deve suportar a pressão interna do motor (3~25 MPa). O coeficiente de segurança usual é de 1,4.

Deve-se citar que os problemas usualmente aparecem quando o entendimento dos requisitos de projeto são mal interpretados; resultando no uso de material incorreto, dimensionamento não apropriado e processos de controle não adequados.

A Tabela 1 resume os diversos tipos de esforços e suas respectivas fontes, que devem ser consideradas em qualquer estudo de caso. As condições ambientais de manuseio e de transporte devem ser cuidadosamente consideradas. Tipicamente: ciclo de variação de temperatura durante o armazenamento, tensões devido a dilatação ou contração do material, corrosão por fatores ambientais.” (SUTTON, 2001).

*Tabela 1 - Principais tensões no Motor-Foguete*

Fonte Causadora	Tipo de Tensão
Pressão interna	Tensão axial, vibração
Empuxo axial	Tensão axial, momento fletor, cisalhamento
Bocal convergente-divergente	Tensão axial, momento fletor, cisalhamento
Atuadores de controle de empuxo	Tensão axial, momento fletor, cisalhamento
Equipamento na seção de saída do motor	Tensão axial, momento fletor
Superfícies de controle aerodinâmicas	Tensão, compressão, momento fletor, cisalhamento, torção
Estágios de propulsão	Momento fletor, cisalhamento
Manobras de vôo	Tensão axial, momento fletor, cisalhamento, torção
Massa do veículo e força dos ventos na plataforma de lançamento	Tensão axial, momento fletor, cisalhamento
Cargas dinâmicas oriundas da oscilação do veículo	Tensão axial, momento fletor, cisalhamento
Pressão de saída	Tensão axial
Manuseio de carregamento e integração mecânica	Tração, compressão, momento fletor, cisalhamento, torção
Transporte terrestre	Tração, compressão, cisalhamento, vibração, tensão axial, momento fletor, cisalhamento

Fonte: (SUTTON, 2001)

### 3.2.1.1 Envelope-motor metálico

“Diversos tipos de aço podem ser utilizados para esta finalidade (ex. AMS 6487 ou AMS 6520); a resistência mecânica depende da pressão na câmara de combustão, que por sua vez varia de motor para motor, Figura 4. Normalmente os envelopes metálicos devem ter uma das extremidades desmontáveis, para possibilitar o carregamento do propelente. Essa junção demontável constitui a região de maior dificuldade do projeto e qualificação. A conexão do envelope aos outros módulos do veículo pode se fazer por parafusos, cintas ou caveletes.

Para a confecção de um corpo cilíndrico, dois métodos são utilizados:

Chapas de metal calandradas com cordão de solda no sentido ou longitudinal, ou helicoidal. Os domos de fechamentos são obtidos por usinagem de calotas forjadas soldados ao cilindro.

Conformação do aço forjado por rotação, que elimina o cordão de solda, oferece a possibilidade de uma espessura variável.”(SUTTON, 2001)

### 3.2.1.2 Envelope-motor de material composto

“Este tipo de material é utilizado quando os requisitos de massa mínima são determinantes, além de apresentar massa final menor do que um tubo metálico, ainda não apresenta corrosão. Filamentos de material composto ( fibra de vidro, fibra de carbono ou aramida), são bobinados e combinados com uma matriz termoconsolidante (polyamina, polyester, epoxi). Neste caso um mandril de aço é recoberto com um isolante térmico destinado ao motor-foguete e em seguida são trançadas as fibras impregnadas com a resina. O conjunto é curado em uma autoclave com temperatura entre 60°C~150°C por aproximadamente 20 horas, dependendo do material. Por fim o mandril é removido. (Figura 5).” (SUTTON, 2001)

**Figura 4 – Envelope-motor Metálico**



Fonte: Central Intelligence Agency<sup>4</sup>

---

<sup>4</sup>Disponível em:

<[www.cia.gov/library/reports/generalreports1/iraq\\_wmd\\_2004/images/ch3\\_img07.jpg/image.jpg](http://www.cia.gov/library/reports/generalreports1/iraq_wmd_2004/images/ch3_img07.jpg/image.jpg)>  
Acesso em 6 de julho de 2015.

*Figura 5 – Envelope-motor de Material Composto*



Fonte: NASA Space Flight<sup>5</sup>

---

<sup>5</sup> Disponível em: < [www.nasaspaceflight.com/wpcontent/uploads/2013/10/Z773.jpg](http://www.nasaspaceflight.com/wpcontent/uploads/2013/10/Z773.jpg) > Acesso em 6 de julho de 2015.

### 3.2.2 GRÃO PROPELENTE

“O propelente é constituído de uma resina que tem as seguintes funções:

- Dar forma ao propelente após a cura;
- Abrigar o oxidante (usualmente o perclorato de amônio), o alumínio em pó (para aumento de energia de combustão) e aditivos;
- Queimar sob ação oxidante.

O propelente portanto, apresenta propriedades mecânicas peculiares, devido a dominância da presença do material ligante, também conhecido por *Binder*. Estes materiais são sensíveis a temperatura e a ação do tempo, ao mesmo tempo que os metais são relativamente insensíveis. O peso do próprio bloco de propelente pode ser afetado pelas seguintes situações:

- Pressurização interna;
- Acelerações observadas durante o vôo;
- Vibrações encontradas durante o vôo e o transporte;
- Envelhecimento em longos períodos de estocagem.

A iniciação de trincas em um bloco de propelente pode levá-lo a explosão, uma vez que as frentes de chamas podem se propagar por elas de forma a elevar a pressão da câmara de combustão de forma abrupta, provocando a ruptura do envelope-motor. Aqui vale ressaltar que a pressão interna na câmara de combustão possui uma relação direta com a área da superfície de queima, de modo que, se a superfície de queima encontra uma trinca, a sua área é acrescida elevando-se a pressão sobre o propelente. Com o aumento da pressão interna a trinca evolui e este processo desencadeia rapidamente para uma operação catastrófica do motor-foguete.

O propelente é produzido sob forma pastosa e é vertido dentro do envelope-motor, já equipado com as proteções térmicas. O conjunto é curado a vácuo, para a eliminação de bolhas.” (PALMERIO, 2001).

A geometria é definida conforme os requisitos de desempenho do veículo. A Figura (6) mostra um grão propelente com perfil estrela de 6 pontas e o propelente sólido antes da polimerização, respectivamente.

*Figura 6 – Grão Propelente*



Fonte: Wired<sup>6</sup>

### 3.2.3 ISOLANTE TÉRMICO

“O envelope e os domos de fechamento não poderiam resistir ao contato com os gases quentes oriundos da queima do propelente. A temperatura de combustão do grão varia aproximadamente de 1500K a 3500K, para proteger o envelope-motor utiliza-se uma manta de isolante térmico na superfície interna. Para a seleção do material do isolante deve-se avaliar:

- A natureza (propriedades) dos gases de combustão;
- O fluxo de calor em diferentes seções do motor;
- Propriedades mecânicas do isolante.

As proteções rígidas, obtidas por prensagem de asbesto e resinas, são mais utilizadas na região traseira do motor, onde os gases quentes são mais velozes. As proteções térmicas flexíveis, de material elastomérico, recobrem as proteções rígidas, para dar melhor interface com o propelente, ou são utilizadas diretamente sobre o

---

<sup>6</sup> Disponível em: < [www.wired.com/2011/12/to-build-a-diy-spacecraft-is-a-daunting-task/](http://www.wired.com/2011/12/to-build-a-diy-spacecraft-is-a-daunting-task/) > Acesso em 6 de julho de 2015.

envelope, no domo dianteiro. É usual a proteção flexível ser bipartida, para permitir a expansão diferencial entre o propelente e o envelope, quando pressurizados. Na região cilíndrica, é aplicada uma fina camada de borracha, não necessitando de uma espessura maior, uma vez que o próprio propelente atua como isolante térmico.” (PALMERIO, 2001)

### 3.2.4 TUBEIRA

“A tubeira é elemento essencial para que a queima do propelente seja eficiente e deve ser constituído de material que resista ao escoamento de gases com elevada carga térmica, e a erosão por particulados sólidos. A esse processo dá-se o nome de Ablação. Quanto maior for a vazão de massa, maior a solicitação. Tipicamente para esta aplicação utiliza-se o grafite de alta densidade devido ao custo benefício do material. Em casos críticos utiliza-se o carbono-carbono, apesar de apresentar desempenho melhor em relação ao grafite, seu custo de produção (US\$ 6000,00 por kilograma) inviabiliza a utilização do material em larga escala. A tubeira (Figura 7) tem em seu interior os seguintes componetes:

- Convergente: cone de entrada dos gases de combustão;
- Garganta: seção de menor diâmetro, é a interface entre o convergente e o divergente. Suas dimensões determinam o ponto de operação do motor;
- Divergente: cone de saída dos gases de combustão, aumenta a velocidade de saída dos gases na sua fase de expansão, conseqüentemente aumenta o efeito propulsivo.

O perfil interno do divergente é cônico, com semiângulo na faixa de 15 graus, para motores de baixo desempenho. Motores de melhor desempenho trabalham com maior pressão de câmara e, portanto, maior taxa de expansão (relação entre a pressão de câmara e pressão ambiente). Nesta situação, a geometria cônica levaria a divergentes muito longos. Isto traria dois inconvenientes: o peso seria alto, aumentando a massa estrutural; a inércia também aumentaria, dificultando a atuação de sistemas de controle do vetor empuxo. Como alternativa, existem perfis curvos (*bell shape*), quase parabólicos que produzem uma rápida expansão dos gases, logo após a garganta e mais lenta perto da saída. A definição deste perfil é bastante elaborada, e se baseia no método das características, resultando num divergente mais curto que o cônico.” (SUTTON, 2001).

**Figura 7 – Tubeira em corte**



Fonte: Experimental Rocketry Association of Arizona<sup>7</sup>

---

<sup>7</sup> Disponível em: < [www.ahpra.org/sounding.htm](http://www.ahpra.org/sounding.htm) > Acesso em 6 de julho de 2015.

### 3.2.5 IGNITOR

“O ignitor é o elemento responsável pela iniciação da queima do bloco propelente. Trata-se de um dispositivo composto por pastilhas pirotécnicas; quando acionado por uma corrente elétrica, gera uma chama com energia necessária para que toda a superfície interna do bloco inicie a queima simultaneamente.” (SUTTON, 2001)

*Figura 8 – Ignitor pirotécnico*



Fonte: Defence Research & Development Organisation Ministry of Defence, Govt. Of India<sup>8</sup>

### 3.3 O foguete ideal

“O conceito de foguete ideal será apresentado considerando os princípios básicos da termodinâmica. Relações matemáticas descrevem um escoamento quase unidimensional por um bocal (tubeira), que corresponde a idealização e simplificação de um modelo tridimensional com comportamento termoquímico real. Esta abordagem permite obter soluções para sistemas de propulsão de diferentes aplicabilidades. Para foguetes de propulsão química, o desempenho real apresenta variação de 1% a 6% em relação aos resultados obtidos analiticamente adotando o conceito de foguete ideal. Para tal as seguintes hipóteses são válidas:

---

<sup>8</sup> Disponível em: < [www.drdo.gov.in/drdo/pub/techfocus/oct2001/images/pyrogen.jpg](http://www.drdo.gov.in/drdo/pub/techfocus/oct2001/images/pyrogen.jpg) > Acesso em 6 de julho de 2015.

1. O propelente (combustível e oxidante) e os produtos da combustão são homogêneos;
2. Todos os produtos da combustão são gasosos. Qualquer fase condensada (líquido ou gasoso) será desconsiderada, uma que vez que representam uma porcentagem mínima da massa total.
3. O fluido de trabalho é um gás ideal.
4. Não há transferência de calor pelas paredes do foguete. Logo, o escoamento é adiabático.
5. Todos os efeitos de camada limite serão desconsiderados;
6. No bocal não há ondas de choque ou descontinuidades no escoamento;
7. A combustão do propelente é contínua e uniforme. A expansão do fluido de trabalho é contínua, uniforme e sem vibrações;
8. Todos os gases da combustão possuem velocidade com direção axial;
9. A velocidade, pressão, temperatura e densidade do gás são uniformes por qualquer seção transversal do envelope motor;
10. O equilíbrio químico da combustão ocorre dentro da câmara de combustão, e a composição dos gases se mantém durante o escoamento pela tubeira (escoamento congelado);
11. Propelentes se encontram a temperatura ambiente.” (DAVENAS,1988)

### **3.4 Cálculo propulsivo**

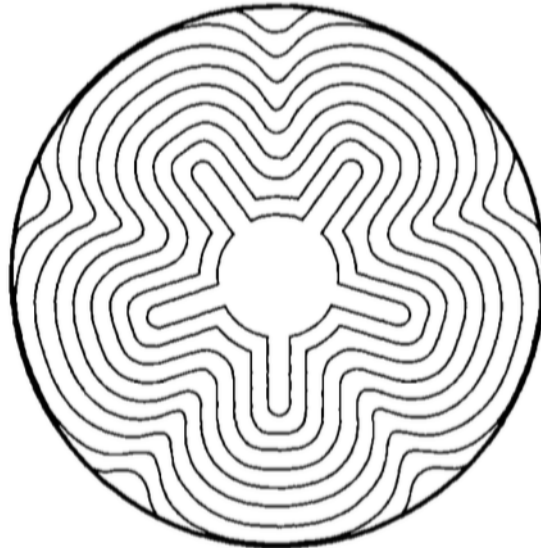
“O grão propelente é a massa de consumível sólido com uma forma pré-definida dentro do motor-foguete representando tipicamente de 82% a 94% da massa total do motor. As propriedades termofísicas do propelente e suas características geométricas determinam o desempenho do motor. O grão propelente semelha-se a uma borracha dura ou a um plástico que pode ser moldado (polímero). Uma vez ignitado, a reação de combustão consumirá toda sua superfície, gerando gases quentes que serão acelerados pela tubeira.

O desempenho do motor-foguete depende da velocidade característica do propelente, da taxa de queima, superfície de queima e da geometria do grão.

A combustão do grão propelente ocorre a partir de suas superfícies expostas, sendo consumida numa direção normal a essas faces. Na Figura 9 pode-se visualizar a mudança

da geometria do grão representado pelas linhas sucessivas que formam o contorno das superfícies de queima espaçadas por um intervalo de queima constante.” (SUTTON, 2001).

**Figura 9 - Diagrama de contornos de sucessivas superfícies de queima**



Fonte: (SUTTON, 2001)

#### 3.4.1 IMPULSÃO TOTAL

“A impulsão total,  $I_t$ , é proporcional a energia total liberada pelo propelente durante a combustão. Matematicamente é a integral da força de empuxo  $F$  durante o tempo  $t$  de queima.” (SUTTON, 2001).

Essa relação é expressa por:

$$I_t = \int_0^t F dt \quad \text{Equação (2)}$$

#### 3.4.2 TAXA DE QUEIMA

“A taxa de queima é função da composição química do propelente e também dos seguintes fatores:

- Pressão na câmara de combustão;
- Temperatura inicial do propelente;
- Temperatura dos gases de combustão;
- Movimento do motor (aceleração e rotação).

A taxa de queima pode ser relacionada portanto pela Equação (3), em função da vazão mássica dos gases de combustão.

$$\dot{m}_g = A_b \cdot \rho_p \cdot r \quad \text{Equação (3)}$$

$\dot{m}_g$ : vazão mássica dos gases de combustão	[kg/s]
$A_b$ : área da superfície de queima do grão propelente	[m <sup>2</sup> ]
$\rho_p$ : massa específica do propelente	[kg/m <sup>3</sup> ]
$r$ : taxa de queima	[m/s]

Modelos analíticos da taxa de queima e do processo de combustão são utilizados para cálculos preliminares, extrapolação de dados e entendimento dos fenômenos físicos. Para avaliação e refinamento deste cálculo são necessários ensaios com boa instrumentação para aquisição de dados.” (SUTTON, 2001).

### 3.4.3 INFLUÊNCIA DA PRESSÃO NA TAXA DE QUEIMA

“A Equação 4 obtida empiricamente relaciona a taxa de queima com a pressão na câmara de combustão.” (SUTTON, 2001).

$$r = a \cdot P_1^n \quad \text{Equação (4)}$$

$r$ : taxa de queima	[m/s]
$a$ : coeficiente da taxa de queima	[-]
$P_1$ : pressão na câmara de combustão	[MPa]
$n$ : expoente de pressão	[-]

#### 3.4.4 INFLUÊNCIA DA TEMPERATURA NA TAXA DE QUEIMA

“A temperatura influencia diretamente nas taxas de reações químicas. A sensibilidade da taxa de queima devido a temperatura pode ser expressa função de dois coeficientes:

$$\sigma_p = \frac{1}{r} \left( \frac{\delta T}{\delta T} \right)_p$$

$$\pi_k = \frac{1}{p_1} \left( \frac{\delta p}{\delta T} \right)_K$$

Com  $\sigma_p$  definido como sensibilidade da taxa de queima com a temperatura, dada por porcentagem de mudança da taxa de queima por grau de temperatura a uma dada pressão na câmara de combustão. E  $\pi_k$  como sensibilidade da temperatura com a pressão, dada por porcentagem de mudança da pressão na câmara de combustão por grau de temperatura do propelente para um determinado valor de K. Por sua vez, é a razão entre superfície de queima e superfície da garganta da tubeira.” (SUTTON, 2001)

#### 3.4.5 ESCOAMENTO ISOENTRÓPICO PELA TUBEIRA

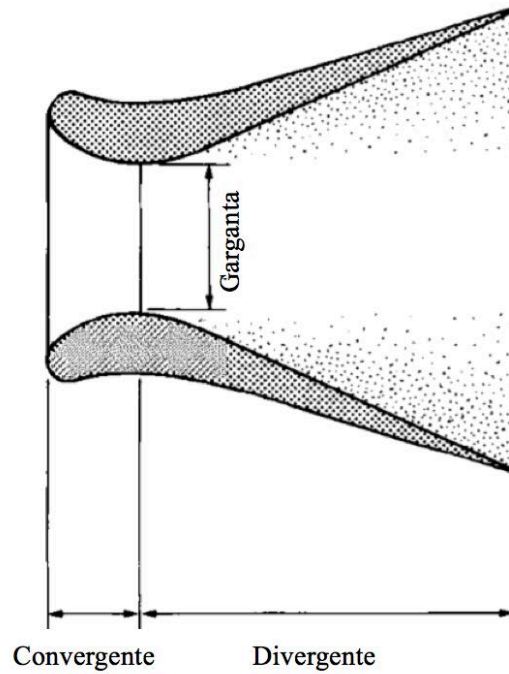
“No bocal convergente-divergente, a energia térmica dos gases na câmara de combustão é convertido em energia cinética. A pressão dos gases e temperatura sofrem uma redução ao passo que a velocidade se torna supersônica. Este é um processo essencialmente isoentrópico. A relação é estabelecida pela Equação (5) e Figura 10 como referência.

A Equação (5) é válida para as seguintes hipóteses:

- Combustão e expansão dos gases de exaustão são dois fenômenos separados que ocorrem na câmara de combustão e na tubeira, respectivamente;
- A expansão na tubeira é um fenômeno isoentrópico, ou seja, adiabático e reversível;
- A velocidade dos gases na entrada da tubeira é muito baixa, de forma que a energia cinética nessa seção é desprezível;
- escoamento unidimensional;
- escoamento pela tubeira ocorre sem descolamento das paredes.”

(SUTTON, 2001)

**Figura 10 - Diagrama da Tubeira**



Fonte: (DAVENAS,1988)

$$\dot{m} = \frac{A_1 v_t}{V_t} = A_t p_1 k \frac{\sqrt{[2/(k+1)]^{(k+1)/(k-1)}}}{\sqrt{kRT_1}}$$

Equação (5)

$A_1$ : área na seção transversal 1 [m<sup>2</sup>]

$v_t$ : velocidade dos gases na garganta [m/s]

$V_t$ : volume específico dos gases na garganta [m<sup>3</sup>/kg]

$k$ : taxa de calor específico [-]

$R$ : constante dos gases [J/kg-K]

$T_1$ : temperatura na seção 1 [K]

### 3.4.6 VELOCIDADE CARACTERÍSTICA

A velocidade característica,  $c^*$ , é utilizada para comparar o desempenho de diferentes propelentes e é obtida a partir de  $\dot{m}$ ,  $P_1$ ,  $A_t$ .

$$c^* = \frac{P_1 A_t}{\dot{m}} \quad \text{Equação (6)}$$

$c^*$ : velocidade característica [m/s]

### 3.4.7 EQUAÇÃO DA CONSERVAÇÃO DE MASSA

A partir da conservação de massa pode-se deduzir:

$$A_b r \rho_b = \frac{d}{dt} (\rho_1 V_1) + \sqrt{\frac{k}{RT_1}} \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{(k+1)}{(k-1)}} \quad \text{Equação (7)}$$

O termo à esquerda da Equação (7) é a vazão mássica de gases da combustão (Equação (3)). O primeiro termo à direita é a taxa de variação da massa de gases do propelente na câmara de combustão. O último termo à direita é a equação de escoamento pela tubeira (Equação (5)).

### 3.4.8 PRESSÃO NA CÂMARA DE COMBUSTÃO

“Rearranjando e simplificando os termos das Equações (4) e (5) obtém-se a pressão na câmara de combustão dada por:

$$p_1 = (K a \rho_b c^*)^{\frac{1}{(1-n)}} \quad \text{Equação (8)}$$

A pressão na câmara de combustão é de fundamental importância para o sucesso da missão a qual o foguete foi projetado. Este parâmetro não apenas determina as tensões

estruturais que o envelope motor estará submetido, mas também influencia diretamente na taxa de queima do propelente e na eficiência termodinâmica.

Sabe-se experimentalmente que a pressão na câmara de combustão assumirá um dos perfis apresentados da Figura 11. Observa-se o comportamento da pressão em dois regimes. No regime transiente a pressão varia substancialmente com o tempo tanto no início da queima que representa o espalhamento da frente de chama sobre a superfície do grão propelente. Quanto no fim da queima, com o consumo total do propelente, a pressão interna da câmara de combustão tende a se igualar a pressão atmosférica. No regime permanente a pressão deve-se manter constante desconsiderando os efeitos de erosão na garganta e de instabilidades de combustão.” (SUTTON, 2001).

### 3.5 Projeto do grão propelente

“As características químicas e a configuração geométrica do propelente são os parâmetros que determinarão o desempenho do motor-foguete.

Existem dois métodos de carregamento do propelente no envelope-motor:

O envelope motor é utilizado como molde e o propelente é despejado e curado diretamente no case. Este processo oferece custo reduzido, e melhor desempenho. A massa total do foguete é reduzido, uma vez que não são necessários suportes de apoio nem entre grão e o envelope-motor.

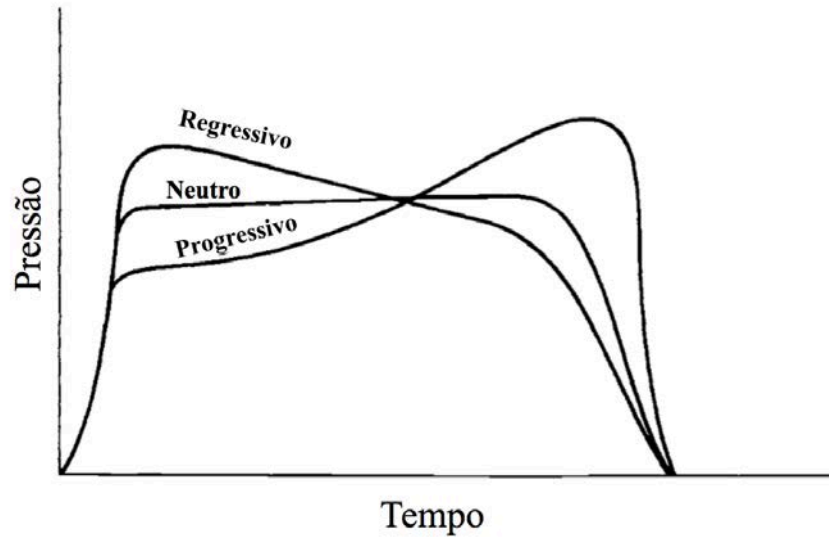
O grão propelente é produzido em um molde a parte e posteriormente montado no envelope-motor. Esse processo apresenta a vantagem de fácil substituição do grão caso haja alguma não-conformidade, no entanto agrega maior custo.

Definições e classificações de grão propelente:

- Geometria do grão: a forma ou geometria da superfície inicial de queima. Ver figura 12.
- Queima neutra: empuxo, pressão e superfície de queima constante durante a queima, tipicamente aceita-se variação de  $\pm 15\%$ . Ver Figura 11;
- Queima regressiva: empuxo, pressão e superfície de queima diminuem com a queima. Ver figura 11;

- Queima progressiva: empuxo, pressão e superfície de queima aumentam com a queima. Ver Figura 11.

**Figura 11 - Classificação do Grão conforme a Curva Pressão x Tempo**



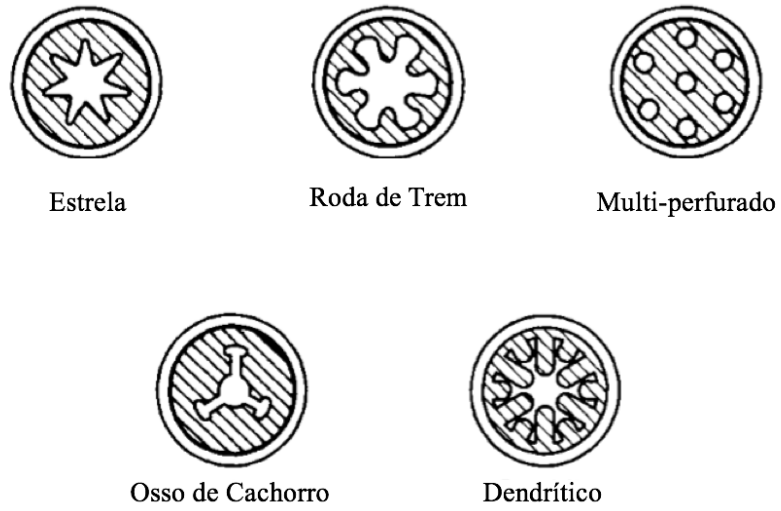
Fonte: (SUTTON, 2001)

O efeito da superfície de queima se torna evidente quando são adicionadas formas geométricas simples como pontas, tubos e cavidades, como observado na Figura 12.

Há ainda configurações que combinam a queima radial e a queima longitudinal. (Figura 13)

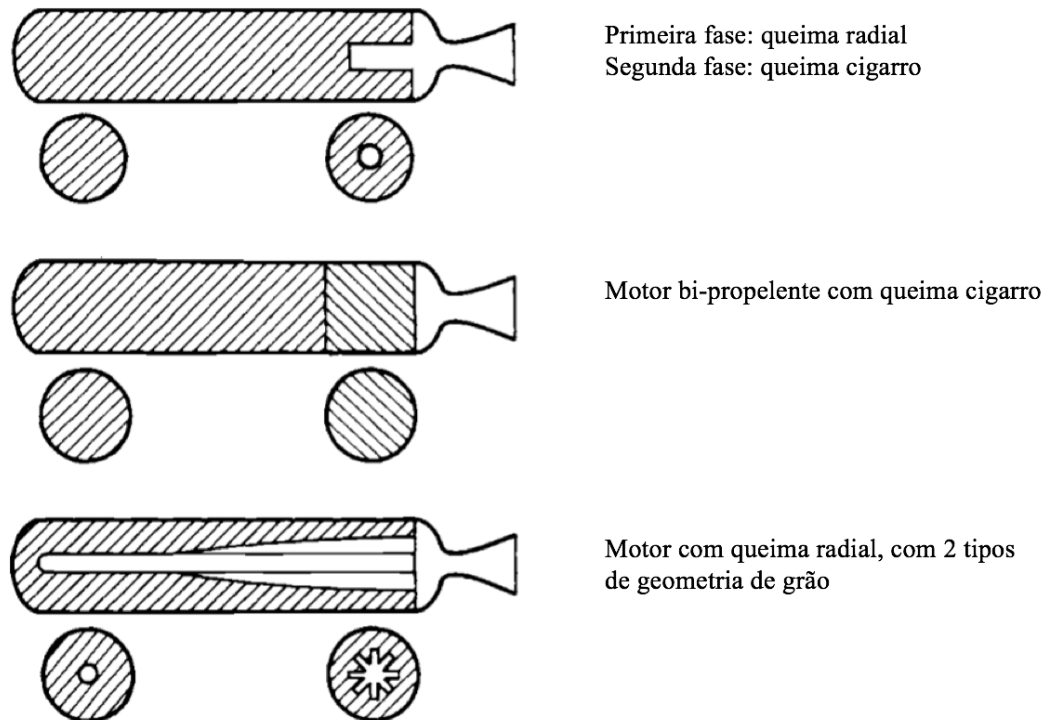
A queima cigarro (*End burning*) ocorre somente na direção axial por uma das extremidades do grão propelente, sua geometria única é que possibilita a maior quantidade de propelente em um motor foguete cilíndrico.

**Figura 12 - Exemplos de Geometria do Grão Radial**



Fonte: (SUTTON, 2001)

**Figura 13 - Exemplos de Geometria de Grão com Queima Longitudinal e Radial**



Fonte: (SUTTON, 2001)

“O projeto do grão propelente deve atender aos seguintes requisitos:

- a) A missão de vôo é aquela que define os requisitos do motor-foguete. Assim definidos o impulso total, a curva de Empuxo x Tempo, a massa do motor, as temperaturas limites de operação e estocagem, o volume disponível para o propelente e as acelerações do veículo devido à vibrações e cargas aerodinâmicas, deve-se iniciar o projeto do grão propelente;
- b) A geometria deve ser otimizada de forma a ocupar todo o volume do envelope-motor de modo compacto. Em outras palavras, deve ter uma curva apropriada de Superfície de Queima x Tempo de modo que atenda os requisitos da missão como a impulso total e curva de Empuxo x Tempo;
- c) O propelente deve ser selecionado com base em suas características propulsivas (ex. Velocidade de queima), propriedades mecânicas (ex. Dureza), propriedades balísticas (ex. Taxa de queima), características de produção, propriedades dos gases de combustão e propriedades de envelhecimento. Se necessário, a formulação do propelente pode ser alterada para atender aos requisitos da missão;
- d) A integridade estrutural do propelente deve ser analisada de modo a evitar o aparecimento de trincas e rachaduras no grão devido à carregamentos, acelerações e ciclos térmicos;
- e) A cavidade central do grão propelente deve ser inspecionada por ressonância ou raio-x.
- f) O processo de fabricação do grão propelente deve ser simples e de baixo custo.” (PALMERIO, 2001).

### **3.6 Análise de tensão e deformação no grão propelente**

“O objetivo da análise de tensão no motor-foguete é averiguar se o grão propelente não irá ceder e originará trincas e rachaduras que possam comprometer seu funcionamento. Cargas estáticas e dinâmicas são impostas no grão propelente durante a fabricação, transporte, armazenagem e operação.

Estruturalmente, o motor-foguete é uma casca metálica (envelope-motor) preenchido por um material viscoelástico (propelente) que representa de 80% a 94% da

massa do motor. A natureza viscoelástica do propelente faz com que suas propriedades mecânicas sejam função do tempo e do tipo de carregamento ao qual foi submetido.

São formas comuns de falhas:

- Rachaduras superficiais se formam quando as deformações são excessivas. Essas rachaduras originam novas superfícies de queima a qual a frente de chama irá se propagar, aumentando a pressão na câmara e o empuxo do foguete. Conseqüentemente o veículo voará numa trajetória diferente para a qual foi especificada, comprometendo os objetivos da missão;
- As rachaduras superficiais se propagam originando trincas profundas no propelente aumentando de forma descontrolada a superfície de queima e assim a pressão na câmara de combustão, de modo a originar uma explosão do motor;
- O isolamento de uma das faces do grão propelente apresenta não conformidade, de forma a possibilitar o espalhamento da frente de chama e assim culminar em um dos dois casos anteriormente descritos.
- Bolhas, porosidades, densidade irregular do propelente.

A análise estrutural deve levar em consideração todos os materiais (ex.: case motor-foguete, isolante térmico, etc...) que interagem estruturalmente com o grão propelente sob várias condições de carregamento listadas na Tabela 2.”(SUTTON, 2001)

*Tabela 2 - Fontes e Descrição do Carregamento*

<b>Fonte do Carregamento</b>	<b>Descrição do Carregamento</b>
Resfriamento rápido depois da cura do propelente	Diferenças de temperatura no motor foguete originam tensões de tração e compressão em diferentes regiões.
Ciclo térmico devido ao armazenamento e transporte	Rachaduras e trincas no propelente
Manuseio indevido e vibrações de transporte	Rachaduras, trincas e fraturas do propelente
Fricção devido ao escoamento dos gases de combustão por uma cavidade	Tensão axial no grão propelente
Aceleração de lançamento ou de vôo	Tensão de cisalhamento nos componentes do motor foguete
Manobras de vôo	Distribuição de tensão assimétrica originando rachaduras
Forças centrífugas	Deformações na superfície interna do propelente originando rachaduras
Gravidade durante armazenagem	Deformação do propelente

Fonte: (SUTTON, 2001)

A análise estrutural se baseia nas características do material e no critério de falha para predizer a tensão e a deformação máxima que podem ser aceitos dentro de uma margem de segurança sob diversas condições de carregamento. Esta análise pode se tornar iterativa se o material e a geometria do grão não atenderem aos requisitos de segurança.

### 3.7 Vasos de pressão

“Os vasos de pressão deverão ser dimensionados levando-se em consideração todos os ciclos de pressão, temperatura e cargas externas a que serão submetidos, bem como a agressividade química dos meios a que serão expostos, de modo que uma possível degradação da sua resistência em função destas ações seja devidamente coberta.

Nesta avaliação devem ser considerados como pré-existentes defeitos do material ou devidos à fabricação e manipulação, compatíveis com as inspeções programadas e a capacidade de detecção de defeitos destas inspeções. Os vasos de pressão metálicos deverão ser analisados pelos métodos de mecânica da fratura, com o intuito de avaliar que um defeito inicial não detectado se propague até sua dimensão crítica durante a vida útil do vaso.

Nos casos em que esta análise não é viável, deverão ser realizados ensaios que simulem, tão bem quanto possível, a variação com o tempo das pressões, temperaturas, cargas externas e agressividade do meio.

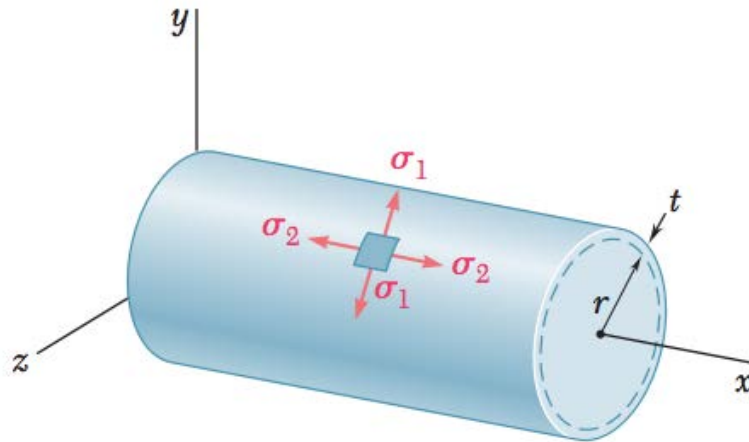
Em alguns casos, as especificações relativas à rigidez das interfaces do vaso poderão ser mais críticas do que os requisitos puramente estruturais, e o dimensionamento deverá ser feito para cumprir estas especificações.

Os vasos de pressão deverão ser dimensionados para suportar a pressão limite sem apresentar vazamento superior ao limite estabelecido na sua especificação.” (PALMERIO, 2001).

### 3.8 Análise de tensões e deformações

“Considera-se um vaso de pressão de paredes cilíndricas e finas de raio  $r$  [m] e espessura  $t$  [m] conforme segue na Figura 14.

**Figura 14 - Vaso de pressão cilíndrico**



Fonte: (BEER, 2001)

As tensões às quais o elemento da parede do vaso está sujeita são respectivamente: paralela e perpendicular ao eixo do cilindro ( $\sigma_2$  e  $\sigma_1$ ). Devido a simetria radial do objeto, fica claro que não há tensões de cisalhamento. As tensões principais são facilmente calculadas a partir das equações de equilíbrio:  $\Sigma F = 0$ . As devidas relações são mostradas pelas Equação (9) e Equação (10). “ (BEER, 2001).

$$\sigma_1 = \frac{p_i r_i}{t_p} \quad \text{Equação (9)}$$

$$\sigma_2 = \frac{p_i r_i}{2t_p} \quad \text{Equação (10)}$$

No qual:

$\sigma_1$  = tensão circunferencial [Pa]

$\sigma_2$  = tensão longitudinal [Pa]

$p_i$  = pressão interna ao cilindro [Pa]

$r_i$  = raio interno do cilindro [m]

$t_p$  = espessura da parede [m]

“O dimensionamento estrutural, na grande maioria das situações, implicará num processo iterativo envolvendo a seleção do material e definição da geometria, por um lado, e a análise de tensões e deformações por outro.

Inicialmente, deverá ser feita uma estimativa das dimensões e do material necessário, a partir de métodos manuais muito simplificados, mas que procurem levar em consideração todos os requisitos estruturais aplicáveis. A partir desta definição será gerada, normalmente, uma primeira malha para o cálculo por elementos finitos para se ter uma confirmação da distribuição geral das tensões e deformações na estrutura. Regiões fracas ou excessivamente flexíveis deverão ser modificadas até que a estrutura em geral cumpra com todos os requisitos aplicáveis. A partir deste ponto, poderão ser feitas idealizações mais refinadas da estrutura ou de suas partes, até o ponto em que se julgue que o comportamento da estrutura foi avaliada um nível de detalhamento suficiente para que se possa ter confiança de que ela satisfaz a todos os requisitos aplicáveis.” (PALMERIO, 2001).

### **3.9 Teoria da energia de distorção máxima**

“A teoria da energia de distorção máxima se baseia no fato de qualquer material elástico sujeito a um determinado estado de tensões sofrer uma pequena variação de forma, de volume ou ambas. A energia necessária para produzir essa variação é armazenada no material na forma de energia elástica. Os materiais utilizados em engenharia podem suportar grandes pressões hidroestáticas sem sofrerem danos. Assim, postulou-se que um determinado material tem uma capacidade limitada de absorver energia de distorção (isto é, a energia reponsável pela variação apenas da forma, e não das dimensões), e ao ser submetido a uma quantidade maior do que esse limite, ele escoar.

Ao se utilizar essa teoria é conveniente trabalhar-se com uma tensão equivalente,  $\sigma_e$ , definida como o valor da tensão de trabalho uniaxial que produziria o mesmo nível de energia de distorção que as tensões envolvidas.” (JUVINALL, 2013).

A Equação 11 estabelece essa relação.

$$\sigma_e = \sqrt{\frac{1}{2}[(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_1)^2 + (\sigma_2)^2]} \quad \text{Equação (11)}$$

### 3.10 Simulação Estrutural – Teoria de Elementos Finitos e Aplicações com ANSYS Mechanical

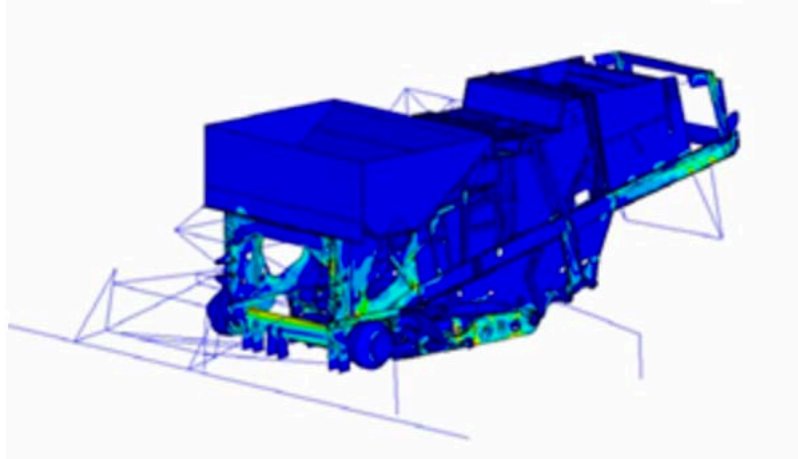
“A simulação estrutural possibilita o estudo do comportamento de componentes ou montagens submetidos às condições e carregamentos de uso para análise e otimização. Este processo fornece agilidade no desenvolvimento e modificações de projetos, garantindo a qualidade, eficiência e segurança do produto final.”<sup>9</sup>

O software ANSYS Mechanical fornece o comportamento dos elementos, materiais e soluções numéricas para diversos casos de análise estrutural. Conforme ilustra a Figura 15, observa-se as áreas com esforços mais críticos de uma colheitadeira.

---

<sup>9</sup> Disponível em: <[http://library.esss.com.br/curso\\_simulacao\\_estrutural\\_i](http://library.esss.com.br/curso_simulacao_estrutural_i)> Acesso em: 08 de dezembro de 2015.

*Figura 15 –Análise estrutural de uma colheitadeira utilizando o software ANSYS Mechanical*



Fonte: ANSYS<sup>10</sup>

---

<sup>10</sup> Disponível em: <<http://www.ansys.com/Products/Simulation+Technology/Structural+Analysis/ANSYS+Mechanical>> Acesso em: 08 de dezembro de 2015.

## 4 METODOLOGIA

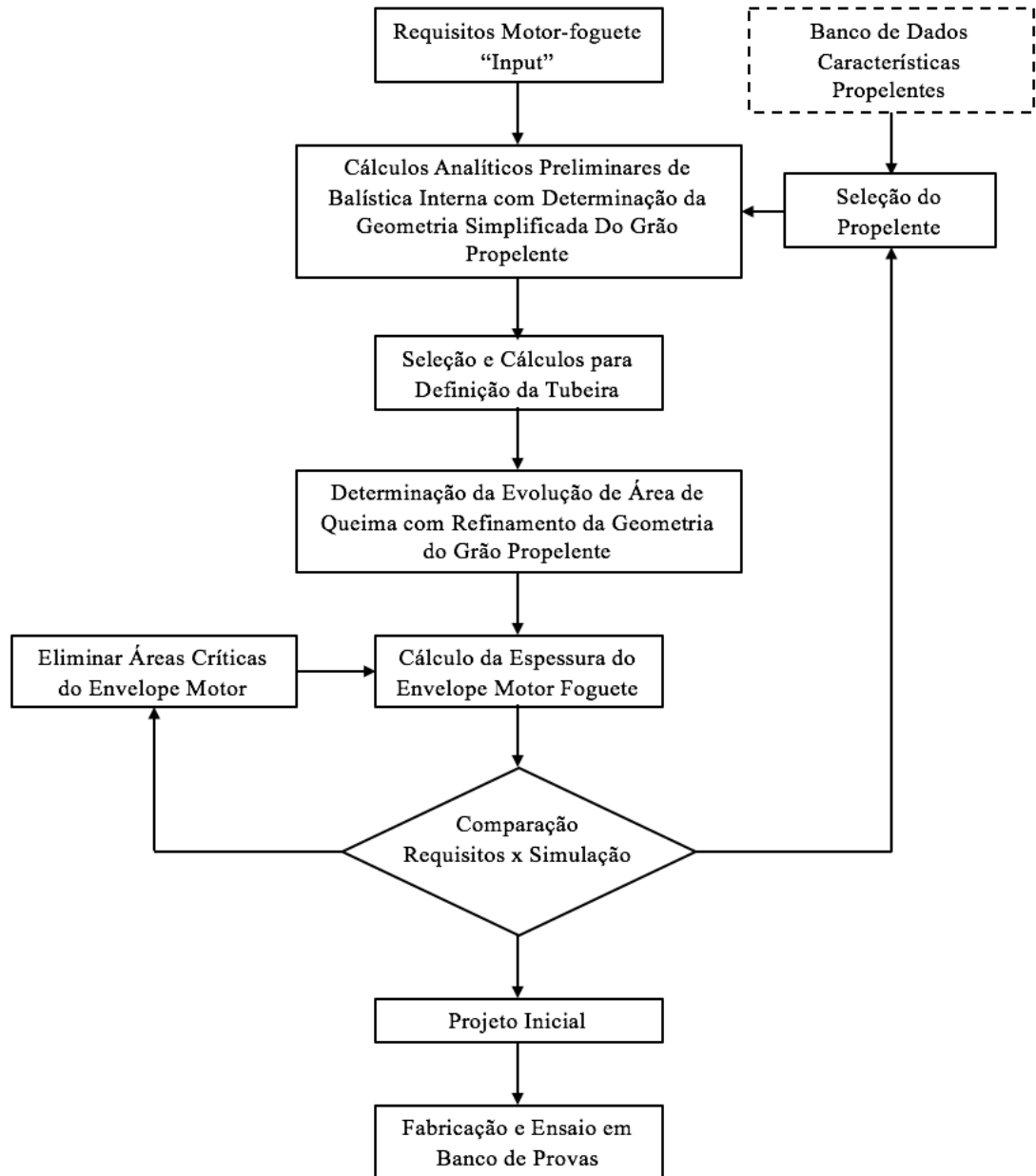
“O projeto do sistema propulsivo de um foguete se inicia com a definição dos objetivos da missão. Estes são: carga útil, regime de voo, opções de trajetória, cenários de lançamento e probabilidade de sucesso da missão.” (PALMERIO, 2001)

Como apresentado na Seção 2, muitos dos dados adquiridos e as próprias relações expostas neste trabalho são obtidos de forma empírica, posteriormente relacionados e extrapolados matematicamente conforme as leis da termodinâmica. Estes fatores devem ser avaliados e reavaliados em um cálculo iterativo para se atender a todos os requisitos da missão definindo a composição química do propelente e a geometria interna do grão propelente.

Com base nestas definições, estima-se a pressão máxima na câmara de combustão de forma analítica, e assim, portanto, define-se o material e a espessura inicial do envelope-motor. Utiliza-se a análise estrutural por elementos finitos para identificação de áreas críticas no *case* e assim otimizá-lo de modo a eliminar ou minimizar tensões que possam comprometer o sucesso da missão.

Propõe-se a metodologia representada pela Figura 16 para o cálculo da espessura do envelope do motor-foguete.

*Figura 16 - Diagrama para Dimensionamento, Predição de Balística Interna e Cálculo de Espessura de um Envelope-Motor*



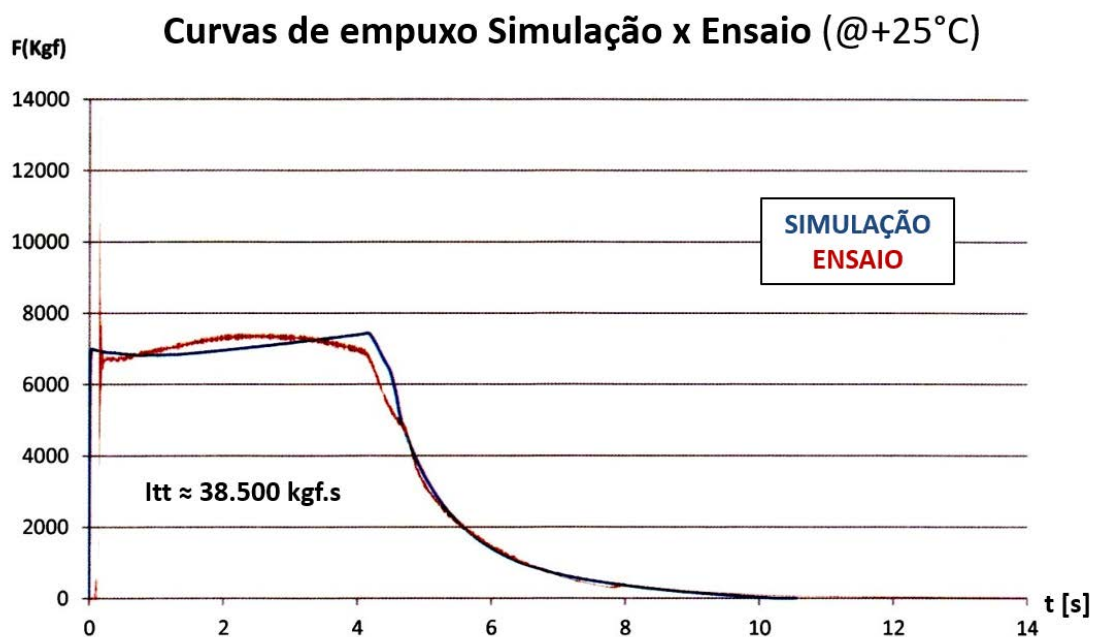
Fonte: (AUTOR, 2015)

## 5 RESULTADOS E DISCUSSÕES

Estabelecida a metodologia de cálculo propõe-se aplicá-la à um estudo de caso real.

As curvas oriundas de simulação computacional e obtidas por meio de medição em ensaio para o empuxo em função do tempo do motor-foguete analisado neste estudo de caso estão apresentadas no gráfico da Figura 17.

*Figura 17 - Curva de Empuxo [Kgf] x Tempo [s]*



Fonte: (AUTOR, 2015)

O gráfico acima apresenta em azul o comportamento da curva de empuxo no tempo obtida por meio de simulações computacionais. Esta curva é obtida a partir das Equações (2), (3), (4), (5), (6) e (7). No qual, para cada instante de tempo é determinado a área de queima do propelente. Em conjunto com suas propriedades propulsivas é obtido a vazão mássica dos gases de combustão pela tubeira e por fim o empuxo em função do tempo. A impulsão total, que representa a área do gráfico é um parâmetro essencial para a determinação do alcance do foguete, foi determinada para este motor e é de aproximadamente 38.500 kgf.s.

A curva de cor vermelha pode ser observado o comportamento do parâmetro empuxo obtido em ensaio de queima realizado com o motor-foguete em temperatura ambiente em um banco de provas.

Por comparação visual, nota-se que o cálculo analítico apresenta similaridade em relação aos resultados do ensaio. As divergências decorrem das suposições adotadas para o cálculo e da dificuldade de modelamento matemático para a combustão.

As informações referentes à formulação do propelente não são apresentadas devido à restrição ditada por rígidas normas internas de segredo industrial que a AVIBRAS, por ser uma empresa do ramo de defesa, se reserva o direito de não divulgar.

Limitações Dimensionais:

Diâmetro externo do motor-foguete não deve ultrapassar:  $D_{\text{máx}}$ : 0,450 [m]

Diâmetro externo do grão propelente:  $D_{\text{prop}}$ : 0,440 [m]

Determina-se a Pressão na Câmara de Combustão utilizando a Equação 8.

$$p_1 = (Ka\rho_b c^*)^{\frac{1}{(1-n)}} = 11 \text{ [MPa]}$$

As Equações 9 e 10 são utilizadas para determinar as tensões circunferencial e meridional respectivamente, para uma espessura de parede estimada em  $t = 3$  [mm].

$$\sigma_1 = \frac{p \cdot r}{t} = 785 \text{ [MPa]}$$

$$\sigma_2 = \frac{p \cdot r}{2t} = 392 \text{ [MPa]}$$

A tensão equivalente é calculada pela Equação 11:

$$\sigma_e = \sqrt{\frac{1}{2}[(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_1)^2 + (\sigma_2)^2]} = 679 \text{ [MPa]}$$

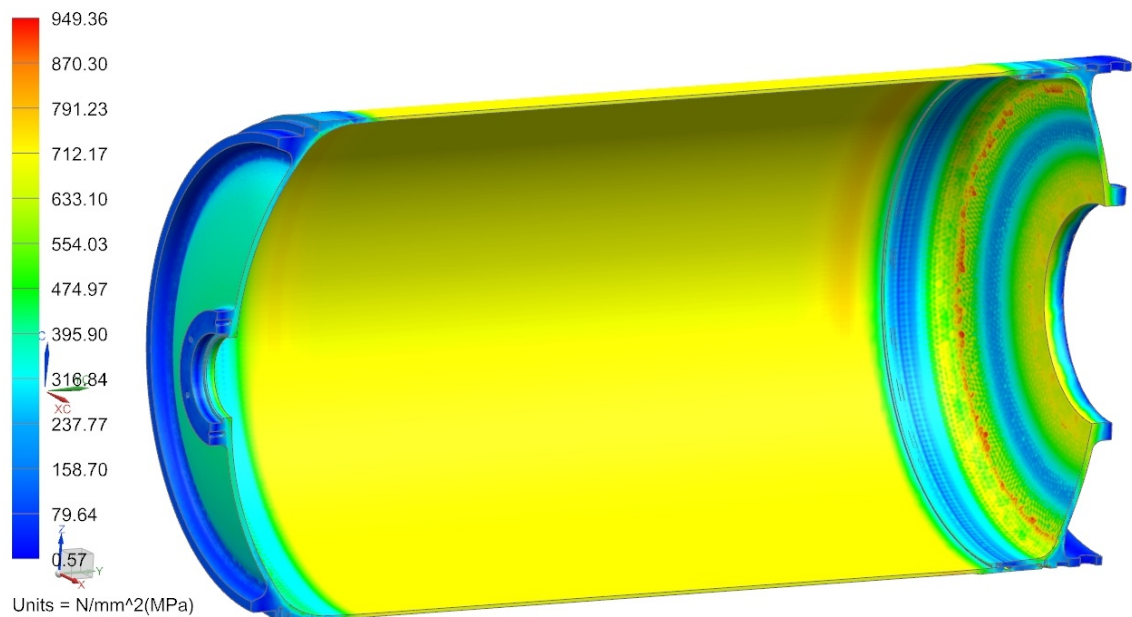
Coefficiente de Segurança adotado:  $CS = 1,4$

A simulação por elementos finitos no software ANSYS Mechanical é utilizada para identificar as áreas críticas do vaso de pressão conforme seguem as Figuras 18 e 19. Nelas, observa-se que a tensão assume valor médio de 684,255 MPa, valor próximo ao estimado analiticamente ( $\sigma_e = 679 \text{ MPa}$ ); e se distribui uniformemente na parede cilíndrica do

motor foguete (em amarelo), não apresentando regiões concentradoras de tensão. Essa distribuição favorável da tensão se justifica pela simetria radial do vaso de pressão. Foram inclusos na simulação os domos dianteiros e traseiros com a finalidade de tornar o modelo numérico mais preciso. Apesar do projeto destas peças não constar nesta monografia, é válido analisar a tensão média de 395,0 MPa, não se tratando de um valor crítico, também não apresentam áreas a serem retrabalhadas. Destacam-se alguns pontos vermelhos (tensão na ordem 900 MPa) na calota direita, ainda dentro da margem de segurança admitida. No entanto propõe-se o estudo aprofundado desta região.

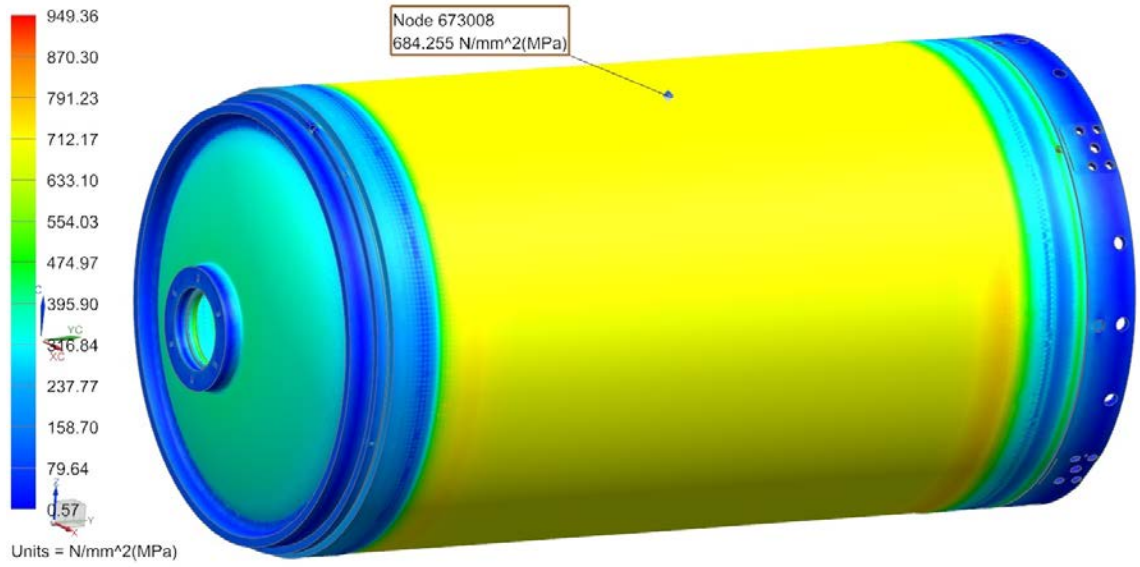
Os anéis ressaltados são interfaces de ligação entre o envelope motor-foguete e outros elementos do subsistema. Na abertura da calota direita conecta-se o ignitor; e na abertura da calota esquerda, a tubeira.

**Figura 18 - Simulação Estrutural Envelope Motor-foguete Vista em Corte**



Fonte: (AUTOR, 2015)

*Figura 19 - Simulação Estrutural Envelope Motor-foguete Vista Completa*



Fonte: (AUTOR, 2015)

## 6 CONCLUSÃO

Nesta monografia foi proposta uma metodologia de estudo que determina a espessura do cilindro que compõe o envelope-motor a partir do cálculo da pressão na câmara de combustão a partir de parâmetros de balística interna de um propelente sólido.

Limitando –se ao conceito de foguete ideal de propulsão sólida e de escoamento isoentrópico definiram-se os parâmetros e as equações necessárias para a elaboração da metodologia de cálculo. Estes parâmetros – velocidade característica, constante da taxa de queima e expoente da taxa de queima são obtidos de forma empírica, posteriormente relacionados e extrapolados matematicamente conforme as leis da termodinâmica. Para projeto do grão propelente e a escolha do propelente em si, esses fatores devem ser avaliados e reavaliados para se atender a todos os requisitos da missão. Definido as propriedades do motor-foguete se obtém a pressão na câmara de combustão.

O dimensionamento estrutural do envelope motor-foguete implicará num processo iterativo envolvendo a seleção do material, definição das dimensões e análises de tensões, por um lado, e a identificação por análise estrutural de elementos finitos para a minimização e eliminação de regiões críticas por outro.

Conclui-se que a metodologia apresentada é válida para caso apresentado.

## REFERÊNCIAS

- BABU, P.M. Design & Analysis of Solid Rocket Motor Casing Applications. **International Journal of Current Engineering and Technologz**, v.5, n. 3, jun. p. 1947-1954 2015.
- BEER, F.P., JOHNSTON, E.R., **Resistência dos Materiais**, 4 ed. Nova York: McGraw-Hill, 2001. p.823.
- DAVENAS, A. **Solid rocket propulsion technology**, Nova York: Pergamon Press Ltd, 1993. p.603.
- PALMERIO, A.F. **Engenharia de Sistemas de Lançadores de Cargas Úteis e Satélites**. São José dos Campos: Instituto de Aeronáutica e Espaço, 2001.
- SUTTON, G. P.; BIBLARZ, O. **Rocket propulsion elements: an introduction to the engineering of rockets**, 7 ed. Hoboken, New Jersey: John Wiley & Sons, 2001. p.755.
- JUVINALL, R. C.; MARSHEK, K. M. **Fundamento do projeto de componentes de máquinas**. 4.ed. Rio de Janeiro. LTC – Livros Técnicos e Científicos Editora S.A. 2008. 500p.