

UNIVERSIDADE DO ESTADO DO AMAZONAS – UEA
ESCOLA SUPERIOR DE TECNOLOGIA – EST
CURSO DE ENGENHARIA MECÂNICA

VINICIUS GOMES DE CASTRO

SCRIPT PARA O DIMENSIONAMENTO DE MOTORES FOGUETE A
PROPELENTE SÓLIDO

MANAUS

2019

VINICIUS GOMES DE CASTRO

**SCRIPT PARA O DIMENSIONAMENTO DE MOTORES FOGUETE A
PROPELENTE SÓLIDO**

**Monografia apresentada ao Curso de
Graduação em Engenharia Mecânica da Escola
Superior de Tecnologia da Universidade do
Estado do Amazonas, para obtenção do título de
Bacharel em Engenharia Mecânica.**

Orientador: Eduardo Rafael Barreda del Campo (Dr)

MANAUS

2019

Ficha Catalográfica

Ficha catalográfica elaborada automaticamente de acordo com os dados fornecidos pelo(a) autor(a).
Sistema Integrado de Bibliotecas da Universidade do Estado do Amazonas.

C355vs Castro, Vinicius Gomes de
Script para dimensionamento de motores foguete a
propelente sólido / Vinicius Gomes de Castro. Manaus :
[s.n], 2019.
111 f.: color.; 29 cm.

TCC - Graduação em Engenharia Mecânica -
Universidade do Estado do Amazonas, Manaus, 2019.
Inclui bibliografia
Orientador: Campo, Eduardo Rafael Barreda del

1. programa. 2. motor foguete. 3. geometria da peça.
4. grão propelente. I. Campo, Eduardo Rafael Barreda del
(Orient.). II. Universidade do Estado do Amazonas. III.
Script para dimensionamento de motores foguete a
propelente sólido

Elaborado por Jeane Macelino Galves - CRB-11/463

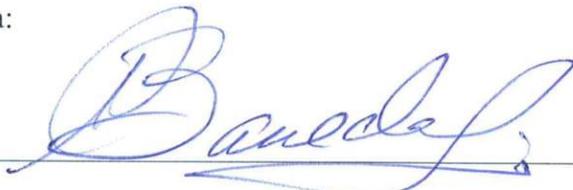
VINICIUS GOMES DE CASTRO

SCRIPT PARA O DIMENSIONAMENTO DE MOTORES FOGUETE A
PROPELENTE SÓLIDO

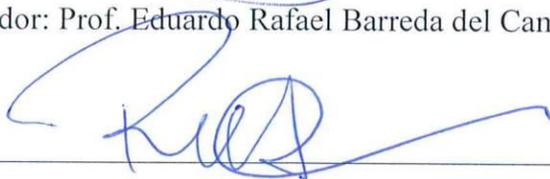
Este trabalho foi considerado adequado para obtenção do título de bacharel em Engenharia Mecânica da Escola Superior de Tecnologia da Universidade do Estado do Amazonas (UEA) e aprovado em sua forma final pela comissão examinadora.

Manaus, 19 de Junho de 2019

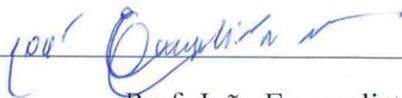
Banca examinadora:



Orientador: Prof. Eduardo Rafael Barreda del Campo (Dr)



Prof. Ricardo Wilson Aguiar da Cruz (Dr.)



Prof. João Evangelista Neto (Dr.)

À minha família, por acreditar e investir em mim. Mãe, sua dedicação e preocupação foram inspirações, em alguns momentos, para seguir. Pai, sua presença expressou proteção e evidenciou que não estou sozinho nessa caminhada.

AGRADECIMENTOS

A Deus por ter me dado forças e ter me mostrado que, mesmo diante de muitas dificuldades, podemos prosseguir rumo aos objetivos.

A minha família por ter me dado total suporte durante todos esses anos de caminhada. A minha mãe – Maria José Gomes de Castro – por sempre ter tido grande preocupação comigo, com meus estudos e bem-estar, e ao meu pai – Raimundo Cleuci Roberto de Castro – por ter sempre dado suporte em tudo que precisei. Às minhas queridas irmãs – Sophia Gomes e Nicole Gomes – pela companhia e carinho dados.

Ao Lucas Roberto pela parceria durante vários anos e pelas grandes sugestões durante a produção do trabalho. Aos meus primos – Max Mateus e Evelyn Andrine – pelos bons momentos que me ajudaram muito.

A esta universidade, direção e administração que proporcionaram a janela que hoje vislumbro um horizonte superior. Aos professores de meu curso que puderam compartilhar os grandes conhecimentos que adquiriram durante suas trajetórias. Agradecimento ao professor Kieling por ter dado grandes incentivos para realização do trabalho além dos conhecimentos adquiridos em suas matérias. Ao meu orientador, Eduardo Barreda, por ter aceitado essa grande aposta e auxiliar no desenvolvimento do trabalho.

Aos meus queridos amigos que puderam me proporcionar momentos divertidos e de descontração de momentos pesados e cansativos da universidade. Agradecimentos especiais à Yara Batalha que pôde ajudar e me incentivar durante toda a trajetória na universidade até o fim e pela sincera amizade; ao Alan Dácio por sempre ter me aconselhado e incentivado, amigo que admiro muito; à Karolayne Batista que mesmo sendo de curso totalmente diferente, conseguiu ajudar como pôde; à Bruna Giovana por ter me socorrido em muitas coisas até mesmo na realização do trabalho; ao Peterson Siqueira pelo suporte em algumas dúvidas que tive. Também agradeço a todos os outros amigos e colegas que estiveram presentes: Naelton Lages, Dayana Pereira, Letícia Costa, Marinélio Costa, Anderlã Pinheiro, Renan Guedes, Tainá Pimentel, Fernanda Castro, Cristina Emanuela, Kerolaine Prado.

“A mente que se abre a uma nova ideia
jamais voltará ao seu tamanho original.”

Albert Einstein

RESUMO

Desde o início da prática do foguetemodelismo, muitos estudantes encontram grandes desafios na produção das peças do protótipo, já que quanto maior o comprimento total do foguete maior é o grau de dificuldade. Isto vai desde o nariz do projétil até o sistema de recuperação dele. O motor foguete de produção própria é a parte de todo o projétil que necessita de um bom tempo de planejamento. Isso porque a geometria da peça e o grão propelente são duas variáveis que necessitam de muita atenção na produção, uma vez que podem tornar o lançamento ideal ou podem causar grandes erros nos resultados do lançamento. Neste artigo, propõe-se a montagem de um script para dimensionamento de motores foguete, relacionando a influência das ciências térmicas (termodinâmica e escoamentos de fluidos compressíveis) às dimensões do futuro motor, já que até o Sutton (2017) cita que os princípios básicos são essencialmente aqueles de mecânica, termodinâmica e química. Esse programa terá como base tabelas como SRM, proposta por Richard Nakka, aplicativos como GDR Propep, para auxiliar nas medidas a serem dosadas do grão propelente, além de ferramentas como SolidWorks para ilustrar representações de motores-foguete.

Palavras-chave: programa; motor foguete; geometria da peça; grão propelente;

ABSTRACT

Since the beginning of the practice of rocketry, many students found hard challenges in the production of the set of parts from the prototype, since bigger the overall length of the rocket greater the degree of hardship. This goes from the nose of the projectile to his recovery system. The self-made motor rocket is the part of any projectile that needs a good planning time. This is because the shape and the propellant grain are two variables that require a lot of attention in the production, since they can make the launch ideal or they can cause rough errors in the results of the launch. In this article, we propose the assembly of a script for the design of rocket motors, linking the influence of thermal sciences (thermodynamics and flow of compressible fluids) to the dimensions of the future motor, since even Sutton (2017) mentions which the basic principles are essentially those of mechanics, thermodynamics and chemistry. This program will be based on the SRM table, proposed by Richard Nakka, softwares as GDR Propep, to aid the measurement of the grain propellant dosage, as well as tool such as SolidWorks to illustrate representations of rocket motors.

Keywords: program; rocket motor; shape; propellant grain; static test workbench

SUMÁRIO

1. INTRODUÇÃO	19
1.1. DEFINIÇÃO DO PROBLEMA E HIPÓTESES	20
1.2. OBJETIVOS	20
1.2.1. OBJETIVO GERAL.....	20
1.2.2. OBJETIVOS ESPECÍFICOS	20
1.3. JUSTIFICATIVA	21
2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	22
2.1. DESCRIÇÃO INICIAL DOS MOTORES-FOGUETE	22
2.1.1. CLASSES DOS MOTORES	22
2.1.2. DESIGN DE MOTORES A PROPELENTE SÓLIDO	23
2.1.2.1. CARCAÇA (ENVELOPE MOTOR).....	25
2.1.2.2. TUBEIRA (BOCAIS)	26
2.1.2.3. CABEÇOTE (BULKHEAD).....	26
2.1.2.4. GRÃO PROPELENTE	27
2.2. RELAÇÕES FUNDAMENTAIS TERMODINÂMICAS E MECÂNICAS DOS MOTORES FOGUETES	27
2.2.1. IMPULSO.....	27
2.2.2. EMPUXO	30
2.2.3. VELOCIDADE DE ESCAPE	31
2.2.4. ENERGIA E EFICIÊNCIA	32
2.2.5. PRIMEIRA LEI DA TERMODINÂMICA.....	33
2.2.6. CALOR ESPECÍFICO	34
2.2.7. ENTROPIA	37
2.2.8. TERMODINÂMICA DO FLUXO.....	38
2.2.8.1. FLUXO UNIDIMENSIONAL ESTÁVEL.....	38
2.2.8.1.1. VELOCIDADE DO SOM E NÚMERO DE MACH.....	38
2.2.8.1.2. EQUAÇÕES DE CONSERVAÇÃO E UM CAMPO DE FLUXO.....	38
2.2.8.1.3. PONTO DE ESTAGNAÇÃO	39
2.2.8.1.4. FORMAÇÃO DE ONDAS DE CHOQUE	40
2.3. FOGUETE IDEAL	44
2.4. SELEÇÃO DE MATERIAIS EM UM PROJETO.....	46
2.5. ENVELOPE DO MOTOR FOGUETE	48
2.5.1. TIPOS ESTRUTURAIS DE CARCAÇAS	48

2.5.1.1.	ENVELOPE UNIDO POR MEIO DE UNIÕES ROSQUEADAS ..	49
2.5.1.1.1.	NOÇÕES BÁSICAS DE ROSCAS	50
2.5.1.2.	ENVELOPE UNIDO POR ANÉIS DE RETENÇÃO	53
2.5.1.3.	ENVELOPE UNIDO POR MEIO DE PARAFUSOS SUJEITOS AO CISALHAMENTO.....	54
2.5.1.3.1.	PARAFUSOS.....	55
2.5.1.3.2.	CÁLCULO DAS TENSÕES TANGENCIAIS ATUANTES NO SISTEMA 56	
2.5.1.4.	ENVELOPE UNIDO POR MEIO DE SOLDAS	57
2.5.1.4.1.	SOLDA ESTANQUE	58
2.5.2.	VASOS DE PRESSÃO	59
2.5.2.1.	TIPOS DE VASOS DE PRESSÃO	60
2.5.2.2.	CÁLCULO DE DIMENSÕES DE ENVELOPE-MOTOR COMO UM VASO DE PRESSÃO	61
2.6.	CONFIGURAÇÕES DE TUBEIRA	62
2.6.1.	BOCAIS CONE E FORMATO DE SINO	63
2.6.2.	FLUXO ISENTRÓPICO ATRAVÉS DE BOCAIS	65
2.6.2.1.	VELOCIDADE	66
2.6.2.2.	FLUXO NOS BOCAIS E CONDIÇÕES DE GARGANTA.....	68
2.7.	GRÃO PROPELENTE	73
2.7.1.	TAXA DE QUEIMA.....	74
2.7.1.1.	DETERMINAÇÃO DA TAXA DE QUEIMA A PARTIR DE UM TRAÇO DE PRESSÃO-TEMPO.....	75
2.7.2.	ÁREA DA QUEIMA EM FUNÇÃO DA REGRESSÃO DE SUPERFÍCIE	76
2.7.3.	PARÂMETROS DE DIMENSIONAMENTO DO GRÃO PROPELENTE 77	
2.7.3.1.	FORMATO INTERNO E INIBIÇÃO DO GRÃO	78
2.7.4.	SELEÇÃO DO PROPELENTE	79
2.7.5.	KNSU	79
2.8.	TAMPO (BULKHEAD).....	81
2.9.	TABELA SRM	83
2.10.	GDL PROPEP	83
2.11.	SEGURANÇA NA FABRICAÇÃO E MANIPULAÇÃO DE MOTORES FOGUETES	83

3. METODOLOGIA	85
3.1. MÉTODO	85
3.2. TÉCNICAS	85
3.3. PROCEDIMENTOS	86
4. RECURSOS	87
4.1. RECURSOS MATERIAIS	87
4.2. RECURSOS FINANCEIROS	87
5. CRONOGRAMA	88
6. ANÁLISE E INTERPRETAÇÃO DE RESULTADOS	89
6.1. VARIÁVEIS PRESENTES NO FLUXO DO PROPELENTE	89
6.2. SCRIPT PARA DIMENSIONAMENTO DO MOTOR FOGUETE	90
6.2.1. ENVELOPE-MOTOR	90
6.2.2. TUBEIRA	92
6.2.3. GRÃO PROPELENTE	95
6.2.4. TAMPO (BULKHEAD)	99
7. SÍNTESE CONCLUSIVA	100
8. REFERÊNCIAS	102
APÊNDICE A – MODELO ISHICAWA PARA MONTAGEM IDEAL DE MOTOR FOGUETE	105
APÊNDICE B – FLUXOGRAMA DE PRODUÇÃO DO ENVELOPE MOTOR	106
APÊNDICE C – FLUXOGRAMA DE PRODUÇÃO DA TUBEIRA	107
APÊNDICE D – FLUXOGRAMA DO PREPARO DO GRÃO PROPELENTE	108
ANEXO A – TABELA SRM	109
ANEXO B – GDL PROPEP	111
ANEXO C – PLANO DE CARREGAMENTO NETUNO-R	110

LISTA DE FIGURAS

Figura 1- Exemplo de nomenclatura dos motores	22
Figura 2- Componentes de um motor movido a propelente sólido	25
Figura 3- Representação em setas da magnitude relativa das pressões que agem em um motor 31	
Figura 4 – Balanço de energia típico para um foguete	33
Figura 5- Calor específico dos gases a volume constante como uma função da temperatura 37	
Figura 6- Propagação das ondas de choque	41
Figura 7 – Linhas de corrente plotadas sobre a pressão na câmara. A superfície Mach 1 é traçada em magenta.....	45
Figura 8 – Ilustração de um envelope motor por uniões rosqueadas.....	49
Figura 9 - Representação de perfil de cada dimensão de uma rosca de parafuso.....	50
Figura 10 – Perfil de uma rosca de parafuso de acordo com o SI	51
Figura 11 – Perfil de uma rosca de parafuso de acordo com a ISO	52
Figura 12- Ilustração envelope motor unido por anéis de retenção.....	54
Figura 13 – Ilustração de envelope motor unido por meio de parafusos.....	55
Figura 14 – Parafuso Drywall.....	56
Figura 15 – Envelope motor unido por meio de solda	58
Figura 17 – Distribuição das pressões em diferentes condições de fluxo ao longo da tubeira 62	
Figura 18 – Diagrama simplificado de várias configurações diferentes de tubeira e seus efeitos de fluxo.....	63
Figura 19 – Impulso específico e velocidade de escape de um foguete ideal na expansão do bocal tendo como funções a temperatura da câmara [T_1] e a massa molecular [Mg] para vários valores de k e p_1/p_2	67
Figura 20– Variação típica da área de seção transversal, temperatura, volume específico e velocidade com a pressão em um bocal de foguete.....	69
Figura 21 – Área e taxa de velocidade como função da taxa de pressão para seção divergente de um bocal supersônico.....	73
Figura 22 – Ilustração do sentido de regressão da superfície de queima	74
Figura 23 – Ilustração dos modelos de fabricação dos motores e respectivas curvas empuxo de cada um.....	78
Figura 24 – Amostras de cozimento de 1 a 18 minutos após a cura	80
Figura 25 – Representações de Bulkhead por uniões anéis de retenção	82
Figura 26 – Representações de bulkhead por uniões rosqueadas	82

Figura 27 – Representações de bulkhead de uniões por parafuso	82
Figura 28 - Distribuição das cargas através de cada passo de rosca.....	91
Figura 29 – Esboço de um projeto feito em QuickCAD	94

LISTA DE TABELAS

Tabela 1- Classificação dos motores	23
Tabela 2-Classificação de motores de fabricação própria	23
Tabela 3 - Definições da estrutura molecular a partir dos graus de liberdade.....	35
Tabela 4 – Resumo das características de uma onda de choque normal	44
Tabela 5- Grupos de vasos de pressão de acordo com os preceitos da NR-13.....	60
Tabela 6 - Categorização dos vasos de pressão de acordo com o fluido atuante e a “P.V”	60
Tabela 7 – Tabela de descrição de ângulos de divergência e os respectivos fatores de correção	64
Tabela 8 – Tipos de bocais	72
Tabela 9 – Indicação das substâncias presentes na combustão do KNSU	80
Tabela 10– Características do propelente KNSU	81

LISTA DE ABREVIATURAS, SIGLAS E SÍMBOLOS

g	Aceleração da gravidade padrão a nível do mar
A	Área
A_t	Área da garganta
Q_R	Calor de reação por unidade de massa
c_p	Calor específico a pressão constante
c_v	Calor específico a volume constante
A^*	Constante de Avogadro
B	Constante de Boltzmann
R	Constante de gás
R	Constante Universal dos gases
E	Energia
ε_i	Energia de interação
ε_m	Energia de uma molécula simples
ε_e	Energia eletrônica
e	Energia interna
ε_r	Energia rotacional
ε_v	Energia vibracional
h	Entalpia
h_0	Entalpia de Estagnação
s	Entropia
J	Equivalente mecânico de calor
J	Equivalente mecânico ou fator de conversão de calor
v	Fluxo local de velocidade em um campo de fluxo
F	Força empuxo
ζ	Fração de massa do propelente
I_s	Impulso específico
I_t	Impulso total
m	Massa
m_p	Massa do propelente
ρ	Massa específica
ρ_0	Massa específica de Estagnação

m_f	Massa final
m_0	Massa inicial
M_g	Massa molecular
NAR	National Association of Rocketry
M	Número de mach
n	Número de moles
w	Peso
w_0	Peso inicial
P	Potência
P_s	Potência específica
p	Pressão
p_3	Pressão atmosférica ou ambiente
p_1	Pressão da câmara
p_0	Pressão de Estagnação
p_2	Pressão do gás no bocal
q	Quantidade de Calor
SRM	Solid Rocket Motors
MR	Taxa de massa
\dot{m}	Taxa do fluxo de massa
\dot{w}	Taxa do fluxo de peso
k	Taxa específica de calor
T_0	Temperatura de Estagnação
t	Tempo
c^*	Velocidade Característica
v_2	Velocidade do gás deixando o foguete
a	Velocidade do som
u	Velocidade do veículo
c	Velocidade Efetiva
V	Volume
v	Volume específico
H	Altura da rosca

P	Passo
D	Diâmetro externo da rosca interna
d	Diâmetro externo da rosca externa
D_1	Diâmetro do núcleo da roca interna
d_1	Diâmetro do núcleo da rosca externa
D_2	Diâmetro do flange da rosca interna
d_2	Diâmetro do flange da rosca externa
f	Aplainamento
P_t	Pressão máxima atuante
D_{emb}	Diâmetro da embocadura
sw	Tensão máxima admissível
F_y	Tensão de escoamento
F_u	Limite de resistência à tração
τ_{adm}	Tensão admissível
λ	Fator de correção teórica
2α	Ângulo finito do bocal

1. INTRODUÇÃO

Novas metodologias para melhoria do desempenho dos foguetes fazem-se necessário à medida que almejamos melhores resultados. Fogueteiros de toda parte têm se dedicado gradativamente no estudo para elaboração dessas novas ferramentas, as quais são inteiramente focadas na montagem e dimensionamento dos protótipos. Porém, atualmente, vê-se uma complicação no cenário de produção desse protótipo devido aos passos para dimensionamento desse projeto não ser claro, apesar de um bom embasamento teórico já existente no mundo acadêmico.

Atualmente, dispõem-se de dispositivos que auxiliam essa montagem de foguetes, tais como o a tabela SRM (Solid Rocket Motors), desenvolvida por Richard Nakka para a idealização das dimensões de motores foguete. Todavia, ainda não se dispõem inteiramente de ferramentas que auxiliam ao fogueteiro com o propósito de ser utilizado como um passo a passo na montagem do motor foguete e, assim, vem a ser um caminho complicado para quem está iniciando os estudos e torna bem morosa a montagem do tão sonhado foguete.

Sendo um desafio para todos que o tomam como meta, o dimensionamento dos motores foguete, por envolver uma grande quantidade de assuntos necessários para compreendê-lo, torna-se cansativo e longo para concluir a montagem. Um indivíduo iniciante a prática de foguetemodelismo necessitaria de um bom tempo entre reunião dos materiais de estudos e início da parte prática de projeção do protótipo.

Os softwares e ferramentas disponíveis dão um ótimo embasamento para quem deseja montar o motor foguete. Porém, sem o direcionamento correto dos passos, utilizar essas ferramentas computacionais juntamente com os procedimentos manuais pode se tornar confuso. Literaturas disponíveis para estudo sobre a filosofia dos motores foguetes e propelentes podem dar uma base muito boa sobre conceitos, fenômenos e processos, mas pecam quanto ao quesito de organização de modo a não deixar claro a ordem de produção dos elementos que compõem o protótipo. Logo, um documento listando em ordem todos os procedimentos a serem feitos visando a montagem mais otimizada do motor foguete, traria muito mais facilidade a quem almeja projetá-lo.

Devido ao grau de dificuldade do assunto, a idealização dos motores-foguete não tem sido um campo de estudo muito atrativo para estudantes e professores do ramo. Vê-se a grande importância na simplificação e padronização dessa montagem, já que até então não é

chamativa para muitos indivíduos. A sociedade acadêmica tem muito a ganhar com o início dos estudos e trabalhos dessa ferramenta otimizada, elementar e autoexplicativa.

Pesquisas bibliográficas foram realizadas com o intuito de reunir a maior parte das principais literaturas a fim de montar a padronização no projeto dos motores foguete

Primeiramente serão explicitadas as variáveis relevantes para auxílio nos cálculos dimensionais, incluindo as variáveis termodinâmicas de influência. Seguido a isso, explanado os elementos que compõem o motor e qual sua relevância para o resultado e performance durante lançamentos do projétil e, por fim, o script padronizado de montagem de um motor foguete a propelente sólido.

1.1. DEFINIÇÃO DO PROBLEMA E HIPÓTESES

A composição de um script sobre estudos dimensionais e termodinâmicos seria o ideal e elementar para formulação do projeto dos motores-foguete?

O trabalho baseia-se nas seguintes hipóteses:

H0: O script determinará os passos e ferramentas mais indicadas para definir o motor a ser idealizado pelo usuário.

H1: O script irá tornar mais simples a obtenção das variáveis necessárias para o projeto do motor, já que as ferramentas disponíveis hoje não são muito claras e organizadas.

1.2. OBJETIVOS

1.2.1. OBJETIVO GERAL

Produzir um script de dimensionamento de motores foguetes a propelente sólido de tal forma a tornar elementar os procedimentos a serem utilizados pelo usuário.

1.2.2. OBJETIVOS ESPECÍFICOS

1. Produzir um script que torne mais fácil o dimensionamento dos motores foguete para que o usuário com apenas um conhecimento básico consiga atingir os resultados.
2. Indicar as variáveis atuantes no fluxo do propelente.

3. Mostrar a importância de um bom dimensionamento do motor foguete como um todo.

1.3. JUSTIFICATIVA

A presente pesquisa terá como meta principal a elaboração de um script que auxilia no dimensionamento dos motores foguetes, para que se possa otimizar o processo de fabricação do protótipo.

Pesquisadores associados ao estudo do dimensionamento de motores foguete sempre têm trabalhado em formas de melhorar a performance do projeto e, assim, produzir peças com o dimensionamento mais adequado e propelentes com um desempenho melhor, possibilitando decolagem estável. Porém, por vezes esquecem que ainda existem muitos interessados na área que não tem um direcionamento correto do assunto, devido a uma grande quantidade de variáveis. Por isso, há um desestímulo por parte de quem está iniciando os primeiros testes, montando as estruturas dos motores.

Este estudo tem como finalidade esclarecer de uma forma mais otimizada o modo de como produzir um motor foguete, tornando menos complexa a forma de se idealizá-lo.

A pesquisa também assistirá à Instituição de Ensino, para todos os docentes e discentes que tem interesse no estudo na área aeroespacial, pois poderão dispor de uma ferramenta mais simplória e direta para a produção do protótipo relacionado à área.

2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

2.1. DESCRIÇÃO INICIAL DOS MOTORES-FOGUETE

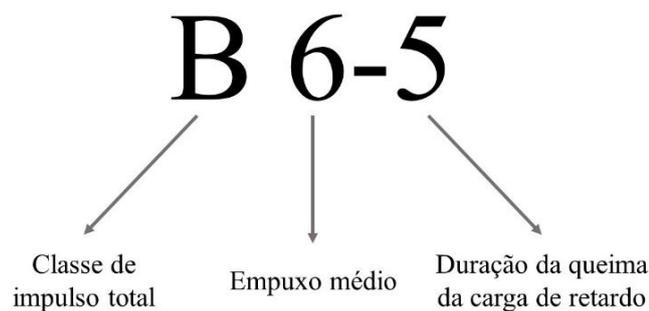
Os motores-foguete influenciam diretamente na altura máxima que o protótipo irá atingir. Sendo assim, contêm certa complexidade e, por isso, foram divididos no que são chamados de classes para melhor estudo de um motor específico

2.1.1. CLASSES DOS MOTORES

Foram convencionadas as mais variadas classes para os motores foguetes a fim de tornar o estudo mais organizado e preciso. Até então, fogueteiros de todo o Brasil embasam-se nas normas estadunidenses de foguetes, as quais foram produzidas pela Associação Nacional de Espaço-modelismo (National Association of Rocketry – NAR). O código do motor é descrito de acordo com um regulamento composto por (NAR,2004) e até hoje são utilizadas as mesmas normas:

Código dos motores: [Letra] [Número 1] – [Número 2]

Figura 1- Exemplo de nomenclatura dos motores



Fonte própria

O primeiro símbolo é uma letra e indica a classe de impulso total do motor I_t e sua unidade é em newtons-segundos N_s . O segundo símbolo é um número e fornece o valor do empuxo médio E_{med} do motor, em newtons N . O terceiro símbolo é um número e fornece o valor do tempo, em segundos s , da queima da carga de retardo.

O motor que apresenta a codificação da Fig. 1, tem um intervalo de 2,51 a 5,0 Ns no impulso total. Apresenta empuxo médio de 6 N . A queima da carga de retardo tem uma duração em torno de 5 s . As classes de impulso total são tratadas nas Tab. 1 e Tab. 2.

Essa codificação é obrigatória para motores comerciais, pois indicam as características do motor e seu propelente. A NAR vem disponibilizando ao longo dos anos

uma tabela de descrição das classes e suas características para que todos que desenvolvem atividades no ramo consigam ficar inteirados sobre.

Tabela 1- Classificação dos motores

Classe do motor	Impulso total (Ns)
1/4A; 1/2A	0.00 -1.25
A	1.26- 2.50
B	2.51- 5.00
C	5.01- 10.00
D	10.01- 20.00
E	20.01- 40.00
F	40.01- 80.00
G	80.01- 160.00
Two Gs	160.01- 320.00

Fonte: NAR,2012

Apesar de a NAR apresentar essas classes de motores foguete, que a propósito são todas comerciais, temos uma descrição bem mais antiga feita por Richard Nakka que após vários anos de pesquisa pôde dividir as classes de foguetes e acrescentar as classes de motores-foguete de produção própria, ou seja, por parte dos fogueteiros.

Tabela 2-Classificação de motores de fabricação própria

Classe do Motor	Impulso Total (Ns)	
	Igual ou maior que	Menor que
H	160	320
I	320	640
J	640	1280
K	1280	2560
L	2560	5120
M	5120	10240
N	10240	20480
O	20480	40960
P	40960	81920
Q	81920	163840
R	163840	327680
S	327680	655360
T	655360	1310720
U	1310720	2621440
V	2621440	5242880

Fonte: Richard Nakka's Experimental Rocketry Web Site

2.1.2. DESIGN DE MOTORES A PROPELENTE SÓLIDO

“Um motor foguete a propelente sólido pode ser descrito de forma geral como um vaso de pressão de saída que armazena em seu interior um bloco sólido composto pela mistura

de um combustível como um oxidante em proporção adequada para seu funcionamento” (RIBEIRO, 2013).

Desenvolver um motor foguete a propelente sólido requer investimentos tecnológicos consideráveis em diferentes domínios.

De maneira padrão, um motor a propelente sólido é caracterizado por apresentar em sua composição quatro peças básicas (também conhecidas como sistemas). Sistema de ignição, câmara de combustão, bocal de exaustão e o cabeçote são as quatro peças que formam o sistema básico de propulsão de um foguete.

O envelope (comumente chamada de câmara) caracterizada por ser resistente a qualquer pressão atuante nela durante a queima do propelente;

Os bocais (comumente chamado de tubeira) que descarregam os produtos oriundos da combustão apresentam um design de forma a tornar esse fluxo de gases supersônico.

O ignitor pirotécnico serve de faísca para início da combustão do propelente e é acionado a partir do recebimento de um sinal elétrico.

O cabeçote (comumente chamado de bulkhead entre os fogueteiros), é uma parte que acopla o motor foguete ao corpo. Além disso também funciona com o um protetor térmico para evitar que qualquer tipo de gás adentre e danifique as peças contidas no interior do corpo.

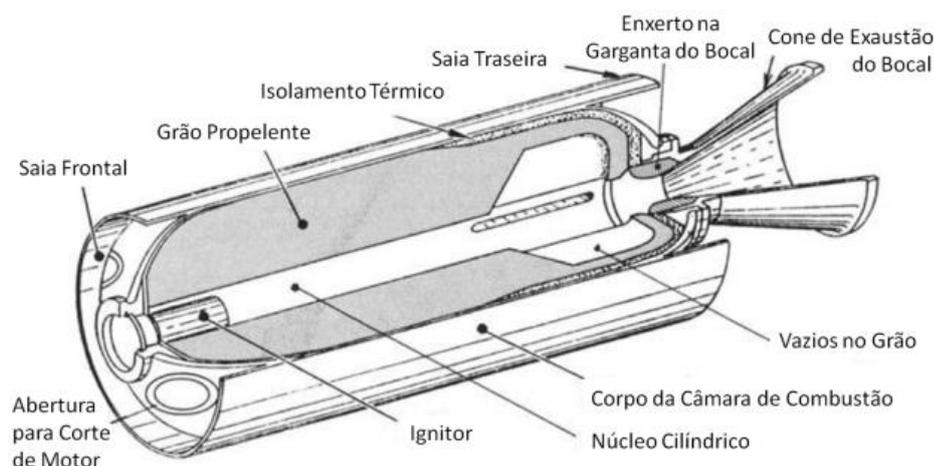
O propelente sólido (comumente conhecido como grão propelente) é caracterizado por ocupar grande parte do volume da carcaça além de estar vinculada à parede interior. Os gases de combustão são gerados durante a queima do propelente sólido contido na carcaça e, assim, a partir desse momento a carcaça passa a ser designada literalmente como câmara de combustão.

Para o protótipo todo conseguir ser movimentado, deve ocorrer certa diferença entre a pressão atmosférica e a pressão interna do motor. Isso acontece quando há queima do propelente sólido, o qual gera um gás devido a reação exotérmica existente. O gás escapa por uma saída única, dimensionada de forma que o fluxo de gás seja acelerado e torne-se supersônico.

Segundo Humble et al. (2015), apesar da facilidade de operação dos foguetes a propelente sólido e terem tamanhos mais compactos, são complicados para produzir e

manusear. Como se isso não bastasse, o grão propelente, o qual é altamente reativo e explosivo, tem a possibilidade de despejar produtos tóxicos, durante a queima dele, no ambiente.

Figura 2- Componentes de um motor movido a propelente sólido



Fonte: SUTTON, 2017

O projeto de um motor foguete tem suas relações. A principal delas é referente ao impulso total almejado, sendo este determinante para o combustível que será utilizado.

As relações que os parâmetros físicos do foguete apresentam levam a um dimensionamento das peças de forma simultânea. Por exemplo, a área de superfície e a pressão da câmara influenciarão a queima do grão propelente a uma taxa pré-definida. A pressão do motor é definida pela pressão do orifício e a taxa de queima do grão propelente. A pressão admissível da câmara é uma função do design da carcaça. A duração do tempo de queima é determinada pela “espessura da teia” do grão.

2.1.2.1. CARÇAÇA (ENVELOPE MOTOR)

A variedade de materiais para a produção da carcaça do foguete é grande. Porém, dependerá de algumas variáveis, tais como o tamanho total do foguete, grão propelente e impulso total do protótipo. Para motores de impulso total menor, podemos utilizar papelão e

pólvora negra como propelente. Já para motores com impulso total maior, o alumínio é comumente utilizado, sendo alguns materiais compostos os propelentes.

A carcaça, devido às altas pressões que ocorrem durante a queima do propelente, funciona como um vaso de pressão e, assim, é regido pelas normas de vasos de pressão e caldeiras.

Para análise dos materiais que podem ser utilizados durante a fabricação desta importante peça, pode-se dividir em três principais classes: metais, tais como aços, ligas de alumínio ou titânio – tendo maior resistência; plásticos reforçados, tais como fibras de vidro, aramida e fibras de carbono; ou um combinado das duas primeiras classes. Geralmente, o coeficiente de segurança usual para o projeto do envelope-motor é de 1,4

2.1.2.2. TUBEIRA (BOCAIS)

Os bocais são umas das partes mais importantes pertencentes ao motor foguete. Através deles, podemos transformar o fluxo de gás, obtido a partir da queima do propelente, de subsônico para supersônico. É caracterizado por apresentar dois bocais: um convergente e um divergente. Outra característica importante de bocais bem dimensionados, é o fato de no estrangulamento dos bocais (também conhecido como garganta, o qual é o orifício de menor área nos bocais) o fluxo possuir número de Mach exatamente igual a 1 (um).

Para um desempenho ideal, é importante que a entrada para a garganta seja bem arredondada (com raios) para acelerar os produtos de combustão de forma mais gradual. Isso reduz a perda de desempenho associada ao atraso de velocidade de fluxo de duas fases. (Richard Nakka's Experimental Rocketry Web Site)

2.1.2.3. CABEÇOTE (BULKHEAD)

Além de bulkhead, o cabeçote também é conhecido com tampo. A vedação do motor é a principal função que o rege. Porém, é a parte do motor em que é aplicado o propelente no interior da carcaça.

As formas de fabricação e aplicação do cabeçote no motor são variadas e vai depender do objetivo final do fogueteiro. Isso porque cada um tipo possui suas vantagens e desvantagens perante a performance do motor.

2.1.2.4. GRÃO PROPELENTE

O grão propelente é uma mistura de substâncias químicas (geralmente com uma delas explosiva) o qual forma um escoamento que pode ser transformado em supersônico ao passo que é queimado.

No âmbito acadêmico nacional, é empregado, em maioria, os propelentes a base de nitrato de potássio como substância oxidante e sacarose, dextrose ou sorbitol como combustível da mistura. O propelente é produzido em forma pastosa e pode ser vertido diretamente na câmara do envelope ou em moldes. O conjunto é curado a temperatura ambiente até adquirir consistência sólida (PALMERIO, 2017)

2.2. RELAÇÕES FUNDAMENTAIS TERMODINÂMICAS E MECÂNICAS DOS MOTORES FOGUETES

De acordo com Sutton (2017), a propulsão é alcançada quando há aplicação de força sobre o veículo, que é a aceleração do veículo ou, alternativamente, conservação da velocidade contra uma dada força resistente, sendo que a força propulsiva é obtida pela ejeção de propelente a alta velocidade.

Desse modo, a força propulsiva apresenta relações básicas, e são elas: empuxo e impulso. Sendo assim, essa força também pode indicar outros parâmetros, tais como a velocidade de exaustão e a eficiência da energia produzida.

2.2.1. IMPULSO

De acordo com Moises Nussenzeig, 2014: “O efeito de uma tal força impulsiva pode ser medido através do impulso que produz”.

O impulso I_t tem por definição matemática a integral da força F multiplicado pela diferencial de tempo dt e esse impulso acontece para um intervalo de tempo que vai de 0 a t .

$$I_t = \int_0^t F dt \quad (2.1)$$

Através de uma força constante a Eq. 2.1 é reduzida a:

$$I_t = Ft \quad (2.2)$$

Segundo Sutton (2017) “O impulso específico é o impulso total dividido pelo peso que o propelente apresenta. A importância desta variável é grande na performance do sistema de propulsão do foguete, ou seja, quanto maior o valor, melhor o desempenho.”

$$I_s = \frac{\int_0^t F dt}{g \int \dot{m} dt} \quad (2.3)$$

Utilizando o conceito de força constante assim como o fluxo do propelente, reduz-se a Eq. 2.3 a:

$$I_s = \frac{I_t}{m_p g} \quad (2.4)$$

Sendo m_p representando a massa total efetiva de propelente.

A tubeira não apresenta velocidade de escape uniforme. Isso é notado através da análise de toda a seção transversal ao longo da saída. Sendo assim, ela não representa inteiramente a magnitude de impulso. Para tornar mais simples a análise dessa velocidade, é adotada uma velocidade axial c devido à dificuldade na precisão da obtenção do valor. A velocidade axial auxilia a descrição de problemas unidimensionais. “Essa velocidade efetiva de exaustão c é a média equivalente na qual o propelente é ejetado do veículo” (SUTTON, 2017). A equação é definida como:

$$c = I_s g = \frac{F}{\dot{m}} \quad (2.5)$$

De acordo com o SI (Sistema Internacional de Unidades), a unidade é dada em metros por segundo. Porém, no SING (Sistema Inglês) é adotada a medida pé por segundo. A velocidade efetiva de exaustão é bem mais comum na literatura russa, onde geralmente é usada.

Outra grandeza comumente utilizada é a razão de massa. Ela é caracterizada por ser a massa final m_f dividida pela massa inicial M_0 , sendo que a massa final é a medição após a queima do propelente usado no lançamento e a massa inicial é aquela medida antes de ocorrer a operação. A fórmula é:

$$MR = \frac{m_f}{m_0} \quad (2.6)$$

Para termos a noção da taxa de massa de propelente sobre a massa total do foguete antes do lançamento, utilizamos a grandeza fração de massa do propelente ζ , a qual é caracterizada por ser a divisão da massa do propelente m_p pela massa inicial do foguete m_0 . A fórmula é definida como:

$$\zeta = \frac{m_p}{m_0} \quad (2.7)$$

Podendo ser também:

$$\zeta = \frac{m_0 - m_f}{m_0} \quad (2.8)$$

$$\zeta = \frac{m_p}{m_p + m_f} \quad (2.9)$$

Devido a:

$$m_0 = m_f + m_p \quad (2.10)$$

O impulso-peso é caracterizado por ser o impulso total I_t do projétil sobre a força peso w_0 do objeto. Para melhor entendimento, assume-se como constante o empuxo e desprezamos as inícios e fins transientes. Sendo assim, a fórmula se resume a:

$$\frac{I_t}{w_0} = \frac{I_t}{(m_f + m_p)g} \quad (2.11)$$

Ou também:

$$\frac{I_t}{w_0} = \frac{I_t}{\frac{m_f}{m_p} + 1} \quad (2.12)$$

Traduzindo de maneira conceitual, o impulso-peso é uma aceleração. Esta, por sua vez, é redirecionada ao sistema de propulsão de massa.

2.2.2. EMPUXO

Empuxo é uma grandeza de reação, ou seja, uma grandeza causada a partir da aceleração de uma massa. O empuxo é regido pela segunda e terceira lei de Newton. Logo, é uma força de mesmo módulo, mas em sentido contrário à aceleração dessa massa.

A ciência mecânica descreve o empuxo como uma força de forma perpendicular que age sobre uma área.

Um dos exemplos mais simples da atuação do empuxo é o bater de asas de um pássaro. Outro exemplo com utilização bem grande são os foguetes.

De acordo com Sutton 2017, empuxo é a força produzida por uma propulsão de foguete atuando sobre o veículo. A propulsão de foguete difere de qualquer exemplo simples não só pela ejeção de massa a altas velocidades, mas também pela massa apresentar tamanho relativamente pequeno.

O empuxo está diretamente ligado à quantidade de movimento. Isso porque o momento é produto da velocidade pela massa, sendo também caracterizado como um vetor. Para fins de simplificação, a saída de gás nos bocais de um motor foguete além de uniforme é axial. Também são considerados constantes o empuxo e a vazão mássica do sistema. Sendo assim, o empuxo é:

$$F = \frac{dm}{dt} v_2 = \dot{m} v_2 = \frac{w}{g} \dot{v}_2 \quad (2.13)$$

“Essa força representa a força de propulsão total quando a pressão de saída do bocal equivale a pressão ambiente” (SUTTON, 2017). Assim, podemos descrever quantitativamente a fórmula do empuxo total (resultante). Logo, temos:

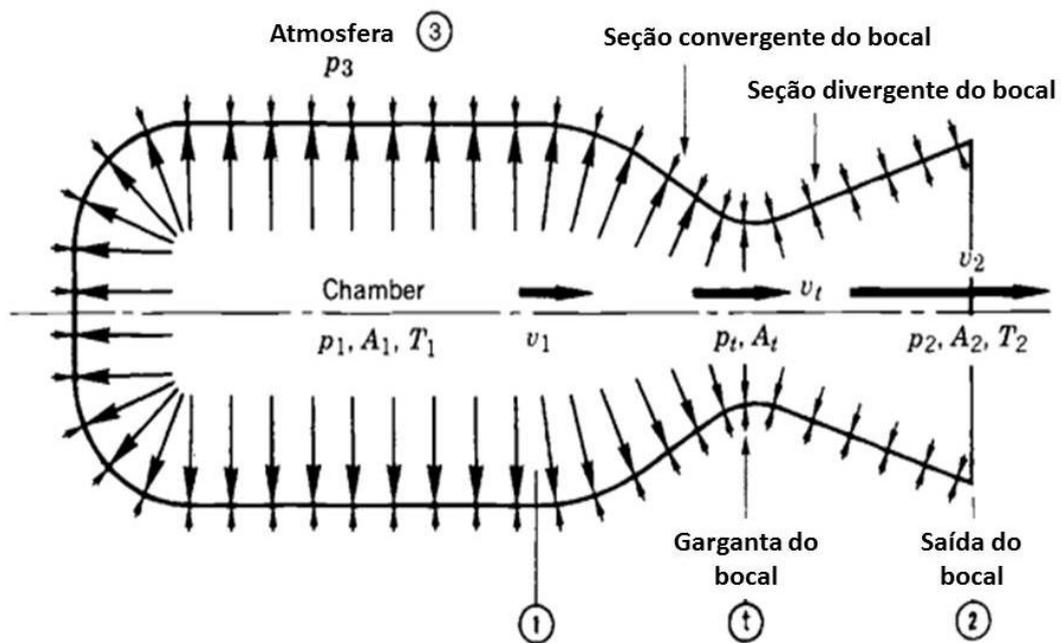
$$F = \dot{m} v_2 + (p_2 - p_3) A_2 \quad (2.14)$$

Traduzindo esta fórmula, vemos que: o primeiro termo representa o momento de empuxo, caracterizado por ser a multiplicação do fluxo de massa do propelente pela velocidade de escape, e o segundo termo representa a pressão de empuxo, caracterizado por ser a multiplicação da pressão (sendo a diferença do fluxo de gás na saída e da pressão do fluido atmosférico) pela área de secção transversal A_2 (sendo última área de saída).

Tem-se, também, casos particulares para serem analisados, geralmente tratados a foguetes maiores. Quando a pressão atmosférica e a pressão de escape do gás são iguais, a diferença tende a ser nula. Desse modo, a equação se reduz a inicial. Porém, se o protótipo estiver no vácuo, ou seja, pressão atmosférica nula, a equação se reduz a:

$$F = \dot{m}v_2 + p_2A_2 \quad (2.15)$$

Figura 3- Representação em setas da magnitude relativa das pressões que agem em um motor



Fonte: Sutton, 2017 (Adaptado)

A parte "1" indica as variáveis da pressão, área de secção transversal, velocidade e temperatura que age dentro da câmara de combustão. A parte "t" indica as variáveis e pressão, velocidade e área que age na garganta. A parte "2" indica as variáveis da pressão, área, velocidade e temperatura de escape.

2.2.3. VELOCIDADE DE ESCAPE

É uma grandeza caracterizada por ser aplicada em todos os foguetes. Estes apresentam o comportamento da expansão do gás termodinamicamente na parte mais importante, os bocais. Aplicado para todo sistema de expulsão da massa. Então, a velocidade de escape efetiva é:

$$c = v_2 + \frac{(p_2 - p_3)A_2}{\dot{m}} \quad (2.16)$$

Tem-se três casos particulares para se analisar. Se $p_2 \neq p_3$, temos que $c \neq v_2$. Se $p_2 = p_3$, temos, por análise, a velocidade efetiva de exaustão c igual a velocidade do gás na saída do bocal v_2 e a equação pode ser reformulada:

$$F = \left(\frac{\dot{w}}{g_0}\right) v_2 = \dot{m}c \quad (2.17)$$

Vale lembrar que o termo que envolve a pressão é estritamente pequeno quando se compara a velocidade v_2 .

Outra varável muito utilizada para análise do desempenho do projeto dos diferentes sistemas de químicos de propulsão dos foguetes é a velocidade característica:

$$c^* = \frac{p_1 A_1}{\dot{m}} \quad (2.18)$$

2.2.4. ENERGIA E EFICIÊNCIA

O balanço de energia que ocorre nos motores foguetes é bem melhor compreendido com a utilização da eficiência. Todavia, esta grandeza não é muito comum no campo de projeção dos motores foguete.

Alguns processos de conversão de energia são utilizados em qualquer sistema de propulsão de foguetes. Especificamente dois, são destaques devido a transformação da uma energia estocada para uma energia avaliável e, assim, a reação empuxo pode ser obtida. “A energia cinética de matéria ejetada é a forma de energia útil para propulsão” (SUTTON,2017).

A derivada da energia cinética, ou mesmo a taxa energia cinética, pode ser descrita como uma varável dependente do impulso específico I_s ou mesmo a força empuxo F , tendo como uma constante a velocidade v . Ela é chamada de potência do jato P_{jet} e pode ser descrita como:

$$P_{jet} = \frac{1}{2} m v^2 = \frac{1}{2} \dot{w} g_0 I_s^2 = \frac{1}{2} F g_0 I_s = \frac{1}{2} F v_2 \quad (2.19)$$

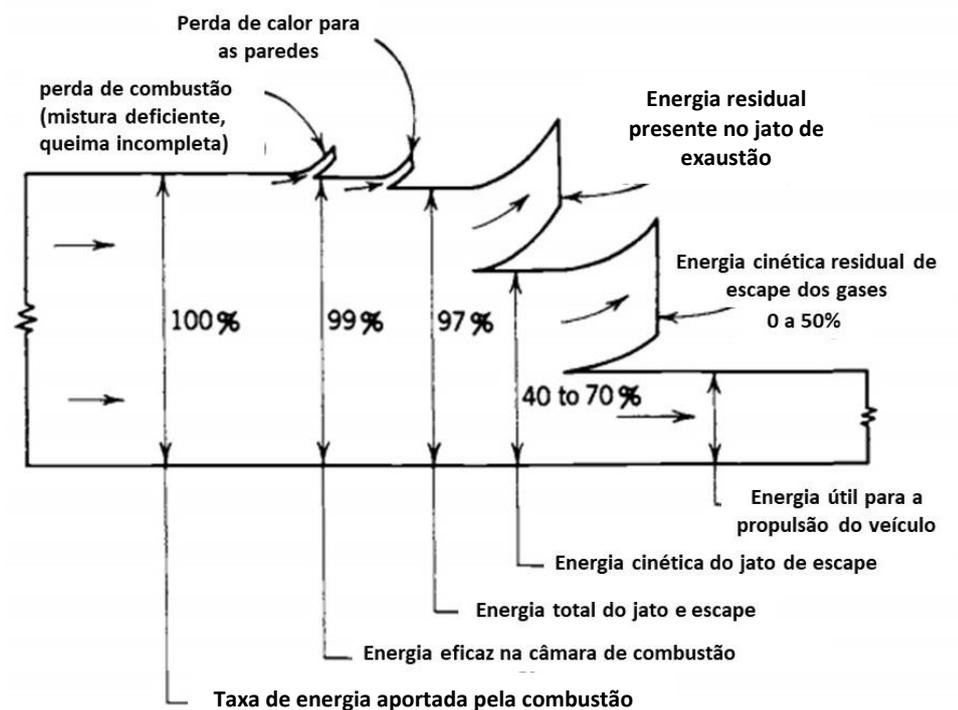
A potência específica é a divisão da potência do jato pela massa da carga do sistema de propulsão.

$$P_{chem} = \dot{m} Q_r J \quad (2.20)$$

O empuxo F e a velocidade do veículo u determinam outra grandeza, a potência transmitida ao veículo $P_{vehicle}$:

$$P_{vehicle} = Fu \quad (2.21)$$

Figura 4 – Balanço de energia típico para um foguete



Fonte: Sutton, 2017

2.2.5. PRIMEIRA LEI DA TERMODINÂMICA

“A transformação de energia produzida pela reação, de comportamento químico, de um material energético ao trabalho que age sobre um sistema propulsor ou explosivo, é relacionada pela primeira lei da termodinâmica” (KUBOTA, 2015). O calor produzido por uma reação química q é transformado para a energia interna que é produto de uma reação e e o trabalho w feito ao sistema como:

$$dq = de + dw \quad (2.22)$$

O trabalho que ocorre pela expansão do produto da reação, é dado por:

$$dw = pdv = pd\frac{1}{\rho} \quad (2.23)$$

Onde v é caracterizado pelo volume específico (volume por unidade de massa) do produto da reação e ρ é a densidade definida em $v = 1/\rho$. Entalpia h é dada por:

$$dh = de + d(pv) \quad (2.24)$$

Substituindo as Equações (2.22) e (2.23) na Equação (2.24), temos

$$dh = dq + vdp \quad (2.25)$$

A equação de estado para um grama de gás perfeito é representado por

$$p = \frac{RT}{v} = \rho RT \quad (2.26)$$

Onde T é a temperatura e R é a constante de gás. A constante de gás é dada por:

$$R = \frac{R}{M_g} \quad (2.27)$$

onde M_g é a massa molecular, e R é a constante universal, $R = 8,135 \frac{J}{mol K} = 847,9 kg \frac{m}{mol K} = 1,987 \frac{kcal}{kmol K}$. No caso de n moles de gás perfeito e volume V , a equação de estado é representada por:

$$pV = nRT \quad (2.26a)$$

2.2.6. CALOR ESPECÍFICO

Os calores específicos são determinados como:

$$c_v = \left(\frac{de}{dT}\right)_v \quad c_p = \left(\frac{dh}{dT}\right)_p \quad (2.28)$$

Em que c_v é o calor específico a volume constante e c_p é o calor específico a pressão constante. Os dois calores específicos representam a mudança de conteúdo energético com a temperatura. Utilizando as equações, temos o resultado:

$$c_p - c_v = R \quad (2.29)$$

A taxa específica de calor k é caracterizada do seguinte modo:

$$k = \frac{c_p}{c_v} \quad (2.30)$$

Utilizando a equação, obtemos:

$$c_v = \frac{R}{k-1} \quad c_p = \frac{kR}{k-1} \quad (2.31)$$

Calor específico é um critério relevante para a transformação de energia de uma energia de calor para uma energia mecânica ao longo da temperatura como definido pelas Equações (2.28) e (2.25). “O calor específico dos gases discutido para entender a física fundamental da energia das moléculas baseada na teoria cinética das moléculas” (KUBOTA, 2015). A energia de uma molécula simples [ε_r], energia vibracional [ε_v], energia eletrônica [ε_e], e a energia de interação [ε_i]:

$$\varepsilon_m = \varepsilon_t + \varepsilon_r + \varepsilon_v + \varepsilon_e + \varepsilon_i$$

Uma molécula contendo n átomos tem $3n$ graus de liberdade de movimento no espaço:

Tabela 3 - Definições da estrutura molecular a partir dos graus de liberdade

<i>Estrutura molecular</i>	<i>Graus de liberdade</i>	<i>Translacional</i>	<i>Rotacional</i>	<i>Vibracional</i>
Monoatômico	3 =	3		
Diatômico	6 =	3 +	2 +	1
Poliatômico linear	3n =	3 +	2 +	(3n-5)
Poliatômico não-linear	3n =	3 +	3 +	(3n-6)

Fonte: Kubota, 2015

Um teorema estático de equipartição de energia mostra que $BT/2$ energia é dada para cada modo de grau de liberdade translacional e rotacional e BT energia é dada para cada modo d grau de liberdade vibracional. A constante de Boltzmann B é dada por $B = 1,38054 \times 10^{23} \frac{J}{molecula \cdot k}$. A constante universal de gás [R] definida na Equação (2.27) é dada por $R = B\zeta$, onde ζ é a constante de Avogadro, $\zeta = 6,02252 \times 10^{23} \frac{moleculas}{mol}$.

De acordo com Kubota:

“Quando a temperatura de uma molécula é aumentada, os modos de rotação e vibração são excitados e a energia interna é aumentada. A excitação de cada grau de liberdade é calculada pela mecânica estática como uma função de temperatura. Apesar dos modos translacionais e rotacionais de uma molecular serem totalmente excitados

em baixas temperaturas, o modo vibracional vem a ser excitado acima da temperatura ambiente. A excitação de elétrons e os modos de interação ocorrem nas temperaturas muito mais altas que as da combustão. Dissociação e ionização de moléculas ocorrem quando a temperatura de combustão é muito alta” (2015, p. 13).

Quando os modos translacional, rotacional e vibracional de moléculas monoatômicas, diatômicas e poliatômicas são completamente excitadas, as energias das moléculas são dadas por

$$\varepsilon_m = \varepsilon_t + \varepsilon_r + \varepsilon_v$$

$$\varepsilon_m = \frac{3BT}{2} \text{ para moléculas monoatômicas}$$

$$\varepsilon_m = \frac{3Bt}{2} + \frac{2BT}{2} + 1kT = \frac{7BT}{2} \text{ para moléculas diatômicas}$$

$$\varepsilon_m = \frac{3BT}{2} + \frac{2Bt}{2} + (3n - 5) \times BT = \frac{(6n-5)BT}{2} \text{ para moléculas lineares}$$

$$\varepsilon_m = \frac{3BT}{2} + \frac{3BT}{2} + (3n - 6) \times BT = 3(n - 1)kB \text{ para moléculas não lineares}$$

Uma vez que o calor específico a volume constante é dado pela derivada da temperatura da energia interna do jeito que foi determinado na Equação (2.28), o calor específico de uma molécula [$c_{v,m}$] é apresentado por

$$c_{v,m} = \frac{d\varepsilon_m}{dT} = \frac{d\varepsilon_t}{dT} + \frac{d\varepsilon_r}{dT} + \frac{d\varepsilon_v}{dT} + \frac{d\varepsilon_e}{dT} + \frac{d\varepsilon_i}{dT} \frac{J}{\text{moléculas } k}$$

$$c_v = \frac{7R}{2} = 29,10 \frac{J}{\text{mol } K} \text{ para moléculas diatômicas}$$

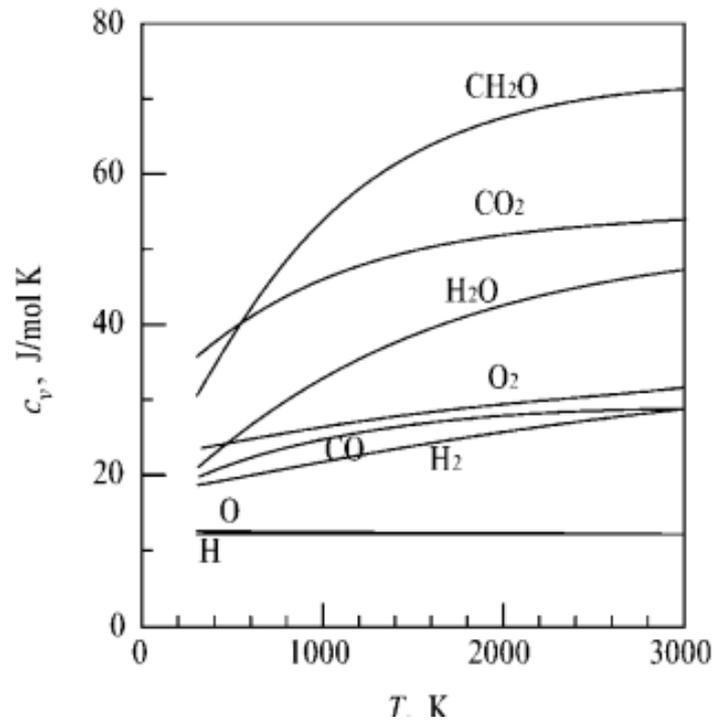
$$c_v = \frac{(6n-5)R}{2} \frac{J}{\text{mol } K} \text{ para moléculas lineares}$$

$$c_v = 3(n - 1)R \frac{J}{\text{mol } K} \text{ para moléculas não lineares}$$

O calor específico estabelecido na Equação (2.30) é 5/3 para moléculas monoatômicas e 9/7 para moléculas diatômicas. Desde que a excitações das liberdades rotacionais e vibracionais ocorrem apenas sobre temperaturas restritas, os calores específicos determinados pela teoria cinética são diferentes dos calores específicos determinados por

experimentos. A figura 5 mostra os valores específicos dos gases reais aparecendo na combustão.

Figura 5- Calor específico dos gases a volume constante como uma função da temperatura



Fonte: Kubota, 2015

2.2.7. ENTROPIA

A entropia [s] definida como

$$ds \equiv \frac{dq}{T} \quad (2.32)$$

Substituindo as Equações (2.25), (2.26) e (2.28) na equação, obtém-se

$$ds = c_p \frac{dT}{T} - R \frac{dp}{p} \quad (2.33)$$

No caso isentrópico, $ds = 0$. A Equação é integrada como

$$\frac{p}{p_1} = \left(\frac{T}{T_1} \right)^{\frac{c_p}{R}} \quad (2.34)$$

Onde o termo subscrito 1 indica o estado inicial 1. Usando as Equações, obtém-se

$$\frac{p}{p_1} = \left(\frac{T}{T_1} - 1\right)^{\frac{k}{k-1}} \quad \text{e} \quad p \left(\frac{1}{\rho}\right)^k = p_1 \left(\frac{1}{\rho_1}\right)^k \quad (2.35)$$

No momento que o sistema envolve efeitos dissipativos como fricção causada pelas colisões moleculares e turbulência causada por uma não uniforme distribuição molecular mesmo que em condições adiabáticas, ds torna-se positiva, e então as Equações (2.34) e (2.35) não são mais válidas. Porém, quando esses efeitos físicos são muito pequenos e a perda de calor do sistema ou o ganho de calor para o sistema são também pequenos, o sistema é considerado como uma mudança isentrópica

2.2.8. TERMODINÂMICA DO FLUXO

2.2.8.1. FLUXO UNIDIMENSIONAL ESTÁVEL

2.2.8.1.1. VELOCIDADE DO SOM E NÚMERO DE MACH

A velocidade do som em gás perfeito é dada por

$$a = \sqrt{\left(\frac{\partial p}{\partial \rho}\right)_s} \quad (2.36)$$

Usando a equação de estado equação e a mudança adiabática, obtém-se

$$a = \sqrt{kRT} \quad (2.37)$$

O número de Mach é definido como

$$M = \frac{v}{a} \quad (2.38)$$

Onde v é o fluxo local de velocidade em um campo de fluxo. Número de Mach é um importante parâmetro para caracterizar um campo de fluxo.

2.2.8.1.2. EQUAÇÕES DE CONSERVAÇÃO E UM CAMPO DE FLUXO

As equações de conservação de massa, momento e energia são representadas por:

$$\text{Taxa de massa entrando} - \text{Taxa de massa saindo} = 0$$

$$d(\rho v) = 0 \quad (2.39)$$

*Taxa de ganho de momento por convecção +
+diferença de pressão agindo no fluxo = 0*

$$\rho u dv + dp = 0 \quad (2.40)$$

*Taxa de energia de entrada por condução
+Taxa de energia de entrada por convecção = 0*

$$d\left(h + \frac{v^2}{2}\right) = 0 \quad (2.41)$$

Combinando as Equações (2.40) e (2.25), obtém-se a relação da mudança de entalpia pela mudança de fluxo da velocidade como

$$dh = dq - v dv \quad (2.42)$$

2.2.8.1.3. PONTO DE ESTAGNAÇÃO

O ponto de estagnação é estudado a partir da adoção de alguns casos. Um deles é a adoção de um fluxo isentrópico $ds = 0$ no sistema em um ponto em que se pode assumir que o método no campo de fluxo não ocorre troca de calor e os efeitos dissipativos são desprezíveis, e então a Equação (2.42) se torna

$$dh = -v dv \quad (2.43)$$

Integrando a Equação (2.43), temos

$$h_0 = h + \frac{v^2}{2} \quad (2.44)$$

onde h_0 é a entalpia de estagnação no $v = 0$ do ponto de fluxo de estagnação. Substituindo a Equação (2.28) na Equação (2.44), obtém-se

$$c_{pT_0} = c_{pT} + \frac{v^2}{2} \quad (2.45)$$

onde T_0 é a temperatura de estagnação no $v = 0$.

A mudança de temperatura, pressão, e densidade no campo de fluxo são expressas em função do número de Mach

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{k-1}{2} M^2 \quad (2.46)$$

$$\frac{p_0}{p} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2\right)^{\frac{1}{k-1}} \quad (2.47)$$

$$\frac{\rho_0}{\rho} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2\right)^{\frac{1}{k-1}} \quad (2.48)$$

2.2.8.1.4. FORMAÇÃO DE ONDAS DE CHOQUE

Assume-se que um fluxo descontínuo ocorre entre 1 e 2 como mostrado na figura 6. O fluxo é também é adotado para ser unidimensional e estável sem forças de viscosidade, forças externas, e reações químicas.

A equação de continuidade de massa é dada por

$$\rho_1 v_1 = \rho_2 v_2 = m \quad (2.49)$$

A equação de momento é representada por

$$p_1 + m v_1 = p_2 + m v_2 \quad (2.50)$$

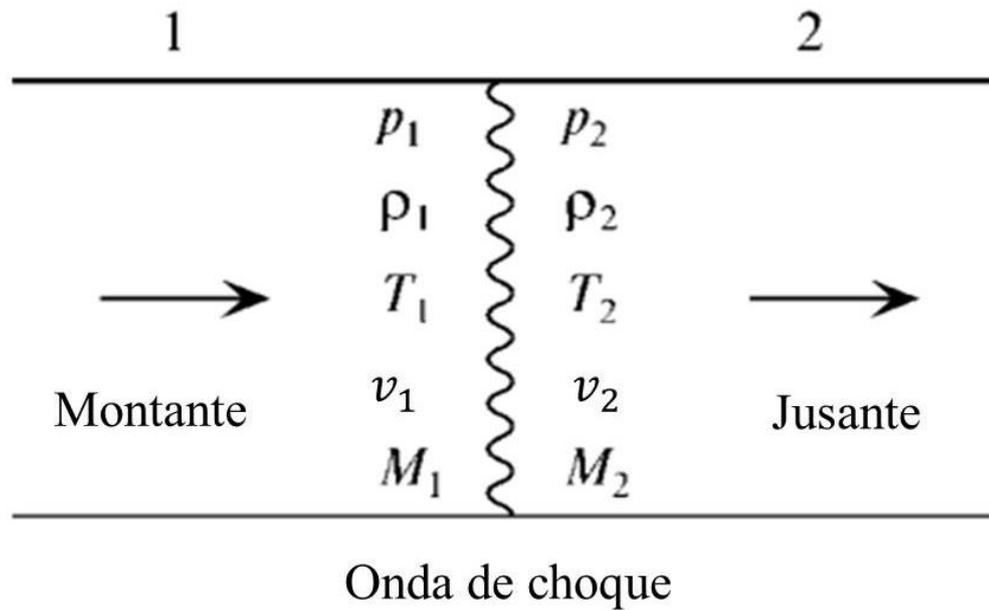
A equação de energia é representada pelo uso da equação

$$c_p T_1 + \frac{v_1^2}{2} = c_p T_2 + \frac{v_2^2}{2} \quad (2.51)$$

onde os números subscritos 1 e 2 indicam o montante e o jusante da descontinuidade, respectivamente. Substituindo a Equação (2.49) na Equação (2.50), obtém-se

$$p_1 \rho_1 v_1^2 = p_2 \rho_2 v_2^2 \quad (2.52)$$

Figura 6- Propagação das ondas de choque



Fonte: Kubota, 2015

Usando a Equação (2.46), a taxa de temperatura em 2 e 1 é representada pelo número de Mach em 2 e 1 como

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{1 + \frac{k-1}{2} M_1^2}{1 + \frac{k-1}{2} M_2^2} \quad (2.53)$$

Usando as Equações (2.26) e (2.29), obtém-se

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{M_2}{M_1}\right)^2 \left(\frac{p_2}{p_1}\right)^2 \quad (2.54)$$

Combinando as Equações (2.54) e (2.53), a taxa de pressão é obtida com uma função de M_1 e M_2 ,

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{M_1}{M_2} \frac{\sqrt{1 + \frac{k-1}{2} M_1^2}}{\sqrt{1 + \frac{k-1}{2} M_2^2}} \quad (2.55)$$

Combinando as Equações (2.37), (2.38), (2.52) e (2.55), a relação número de Mach no montante 1 e o jusante 2 é obtida como

$$\frac{M_1 \sqrt{1 + \frac{k-1}{2} M_1^2}}{1 + k M_1^2} = \frac{M_2 \sqrt{1 + \frac{k-1}{2} M_2^2}}{1 + k M_2^2} \quad (2.56)$$

Obtém-se duas soluções da Equação (2.56)

$$M_2 = M_1 \quad (2.57)$$

$$M_2 = \left[\frac{\left(\frac{2}{k-1}\right) + M_1^2}{\left(\frac{2k}{k-1}\right) M_1^2 - 1} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (2.58)$$

Da solução Equação (2.57), é evidente que nenhum fluxo descontínuo ocorre entre o montante 1 e o jusante 2. Porém, a solução Equação (2.58) indica a existência de descontinuidade da pressão, densidade e temperatura entre 1 e 2. Essa descontinuidade é chamada “onda normal de choque”, a qual está presente em um campo de fluxo perpendicular à direção do fluxo. Discussões na estrutura das ondas de choque normal e campos de fluxo supersônico estão em 4 e 5.

Substituindo a Equação (2.58) na Equação (2.55), obtém-se a taxa de pressão como

$$\frac{p_2}{p_1} = \left(\frac{2}{k+1}\right) M_1^2 - \frac{k-1}{k+1} \quad (2.59)$$

Substituindo a Equação (2.58) na Equação (2.54), obtém-se a taxa de temperatura como

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{1}{M_1^2} \frac{2(k-1)}{(k+1)^2} \left(1 + \frac{k-1}{2} M_1^2\right) \left(\frac{2k}{k-1} M_1^2 - 1\right) \quad (2.60)$$

A taxa de densidade é obtida pelo uso das Equações (2.58), (2.59) e (2.29) e como

$$\frac{\rho_1}{\rho_2} = \frac{p_2 T_1}{p_1 T_2} \quad (2.61)$$

Usando a Equação para o montante e a jusante e a Equação (2.59), obtém-se a taxa da pressão de estagnação

$$\frac{p_{02}}{p_{01}} = \left(\frac{k+1}{2} M_1^2\right)^{\frac{k}{k-1}} \left(1 + \frac{k-1}{2} M_1^2\right)^{\frac{k}{1-k}} \left(\frac{2k}{k+1} M_1^2 - \frac{k-1}{k+1}\right)^{\frac{1}{k-1}} \quad (2.62)$$

As taxas de temperatura, pressão, e densidade da jusante e montante são expressas como a seguinte expressão

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{\frac{p_2}{p_1} \left(1 + \frac{1}{\zeta} \frac{p_2}{p_1}\right)}{\left(\frac{1}{\zeta} + \frac{p_2}{p_1}\right)} \quad (2.63)$$

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{\left(\zeta \frac{p_2}{p_1} - 1\right)}{\zeta - \frac{p_2}{p_1}} \quad (2.64)$$

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{(\zeta \frac{p_2}{p_1} + 1)}{\zeta + \frac{p_2}{p_1}} \quad (2.65)$$

onde $\zeta = (k + 1)(k - 1)$. O conjunto de Equações (2.63), (2.64) e (2.65), e é conhecido como a equação de Rankine-Hugoniot para onda de choque sem qualquer reação química. A relação de $\frac{p_2}{p_1}$ e $\frac{\rho_2}{\rho_1}$ a $k = 1,4$ (por exemplo, no caso do ar) mostra que a pressão da jusante aumenta infinitamente quando a densidade é aumentada aproximadamente seis vezes. Essa é a evidenciada Equação (2.64) quando $\rho_2/\rho_1 \rightarrow \zeta$ quando $\frac{p_2}{p_1} \rightarrow \infty$.

Apesar do conjunto de equações Rankine-Hugoniot, Equações (2.63) – (2.65), é obtido quando um choque estacionário é criado em um sistema de coordenadas em movimento, a mesma relação é obtida para um movimento de onda de choque em m sistema de coordenadas estacionário. No sistema de coordenadas estacionárias, a velocidade de ondas de choque em movimento é v_1 e a velocidade da partícula v_p é dada por $p_p = u_1 - u_2$. As taxas de temperatura, pressão e densidade são as mesmas para ambas coordenadas estacionárias e móveis.

A mudança de entropia através das ondas de choque caracteriza uma onda de choque. Usando a equação de estado para um gás ideal mostrado na Equação (2.26), a mudança de entropia é representada por

$$s_2 - s_1 = c_p \left(\frac{T_2}{T_1} \right) - R \ln \left(\frac{p_2}{p_1} \right) \quad (2.66)$$

Substituindo Equações (2.59) e (2.60) em (2.55), obtém-se

$$s_2 - s_1 = c_p \ln \left[\frac{2}{(k+1)M_1^2} + \frac{1}{\zeta} \right] + \frac{c_p}{k} \ln \left[\frac{2\gamma}{k+1} M_1^2 - \frac{1}{\zeta} \right] \quad (2.67)$$

É óbvio que a mudança de entropia é positiva na região e $M_1 > 1$ e negativa na região e $M_1 < 1$ para os gases de $1 < k < 1,67$. Então, Equação é válida apenas quando M_1 é maior que a unidade. Em outras palavras, um fluxo descontínuo é formado apenas quando $M_1 > 1$. A superfície descontínua perpendicular à direção do fluxo é a onda normal de choque. O número de Mach da jusante é sempre $M_1 < 1$ (fluxo subsônico), e a taxa de pressão de estagnação é obtida como uma função de M_1 pelas Equações (2.58) e (2.62). As taxas de temperatura, pressão, e densidade entre a onda de choque são obtidas como uma função de M_1 pelo uso das

Equações (2.39) – (2.41) e Equações (2.26) – (2.28). As características de uma onda de choque normal são resumidas da seguinte forma:

Tabela 4 – Resumo das características de uma onda de choque normal

	<i>Frente</i>	← <i>Onda de choque</i>	<i>Trás</i>
Velocidade	u_1	>	u_2
Pressão	p_1	<	p_2
Densidade	ρ_1	<	ρ_2
Temperatura	T_1	<	T_2
Número de Mach	M_1	>	M_2
Pressão de estagnação	p_{01}	>	p_{02}
Densidade de estagnação	ρ_{01}	>	ρ_{02}
Temperatura de estagnação	T_{01}	=	T_{02}
Entropia	s_1	<	s_2

Fonte: Kubota, 2015

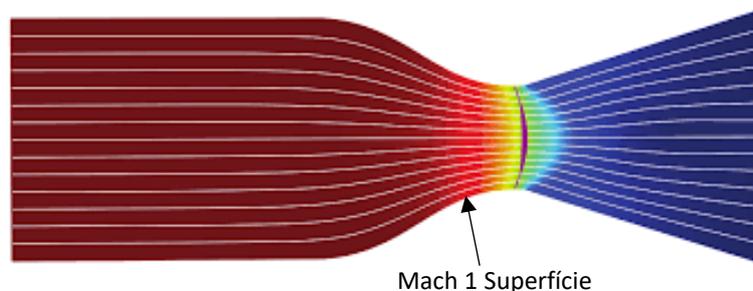
2.3. FOGUETE IDEAL

O conceito de sistemas de propulsão de foguetes ideais é útil por causa que princípios termodinâmicos básico relevantes podem ser expressos como relações matemáticas simples. Essas equações teoricamente descrevem um quase-unidimensional fluxo em um bocal, o qual corresponde a uma idealização e simplificação das equações completas bidimensionais ou tridimensionais e o comportamento aero termoquímico. Porém, com as suposições e simplificações declaradas abaixo, elas são muito adequadas para se obter soluções úteis para muitos sistemas de propulsão de foguetes. Para foguetes de propulsão química, a medida atual de desempenho é geralmente entre 1 e 6% abaixo do ideal calculado. No projeto de novos foguetes, tem se tornado uma prática aceitável ao se usar parâmetros de foguetes ideais e podem então ser modificados pelas correções apropriadas. Uma unidade de foguete ideal para a qual as seguintes declarações são válidas:

1. A substância de trabalho (ou produtos de reação química) é homogênea;
2. Todas as espécies de fluidos de trabalho são gasosas. Qualquer fase condensada (líquido ou sólido) adicione um montante insignificante a massa total;
3. A substância de trabalho obedece às condições de gás perfeito;
4. Não existe transferência de calor através das paredes do foguete; assim sendo, o fluxo é adiabático;

5. Não existe atrito calculável e todos efeitos da camada limite são rejeitados;
6. Não existe ondas de choque ou descontinuas no fluxo do bocal;
7. O fluxo de propelente é estável e constante. A expansão do fluido de trabalho é uniforme e estável, sem vibração. Efeitos transientes (isto é, ligar e desligar) são de duração muito pequena e podem ser rejeitados;
8. Todos gases de escape deixando o foguete têm uma velocidade direcionada axialmente;
9. A velocidade do gás, pressão, temperatura, e densidade são todos uniformes através de qualquer seção normal e bocais de eixo;
10. Propelentes armazenados são a temperatura ambiente. Propelentes criogênicos estão nos seus pontos de ebulição;

Figura 7 – Linhas de corrente plotadas sobre a pressão na câmara. A superfície Mach 1 é traça em magenta



Fonte: Comsol News, 2016

Para um foguete de propelente líquido, a teoria idealizada postula um sistema de injeção no qual o combustível e o oxidante são misturados perfeitamente, de modo que uma substância de trabalho homogênea resulta. Um bom injetor de foguetes pode abordar essas condições de perto. Para uma unidade sólida de foguete propelente, o propelente deve ser essencialmente homogêneo e uniforme e a taxa de queima deve ser constante. Para foguetes nucleares, aquecidos a energia solar ou que são aquecidos, supõe-se que os gases sejam uniformes em temperatura em qualquer seção transversal e em fluxo constante. Como as temperaturas da câmara são tipicamente altas (2500 a 3600K para os propelentes comuns), todos os gases estão bem acima de suas respectivas condições de saturação e realmente seguem a lei perfeita dos gases bem de perto. Os postulados 4,5 e 6 acima permitem o uso de relações de expansão isentrópicas no bocal do foguete, descrevendo assim a conversão máxima de calor para a energia cinética do jato. Isso também implica que o fluxo do bico é reversível termodinamicamente. As perdas por fricção na parede são difíceis de determinar com precisão, mas geralmente são pequenas nos bicos. Exceto para câmaras muito pequenas, a energia perdida como calor para as paredes do foguete é geralmente inferior a 1%

(ocasionalmente até 2%) da energia total e pode, portanto, ser rejeitado. Flutuações de curto prazo da vazão e da pressão do propulsor são geralmente menores que 5% do valor nominal, seu efeito no desempenho do foguete é pequeno e pode ser rejeitados. Em bocais supersônicos bem projetados, a conversão de energia térmica. Em bocais supersônicos bem projetados, a conversão de energia térmica em energia cinética direta dos gases de exaustão ocorre sem problemas e sem choques ou descontinuidades normais; assim, as perdas de expansão de fluxo são geralmente pequenas.

Algumas empresas e alguns autores não incluem todos ou os mesmos onze itens listados acima em suas definições de um foguete ideal. Por exemplo, em vez de suposições 8 (toda a velocidade de saída do bocal é direcionada axialmente), alguns usam um bocal de saída cônico com um ângulo de 15° como sua configuração de base em seu bocal ideal; isso desconta as perdas de divergência.

2.4. SELEÇÃO DE MATERIAIS EM UM PROJETO

Assim como em todo projeto, a seleção de materiais de produção de motores foguete também exige grande análise devido a constituição do projeto ser submetido à várias condições físicas, químicas e mecânicas. Logo, a partir de análises, algumas condições são essenciais para uma seleção correta do material.

2.4.1. PROPRIEDADES MECÂNICAS

Durante as determinações de realização do projeto, é definida a gama de processos de fabricação e do design, dependendo também do material.

Ao concluir todo o processo, o protótipo deverá ser apropriado para a próxima fase: serviço.

Para prever a confiabilidade tanto quando submetido nos processos de fabricação do projeto como na fase de serviço, os materiais devem ser capazes de resistir uma determinada carga. Portanto, o material deve possuir certa força e resistência.

A resistência mecânica é caracterizada pela capacidade de um material em suportar cargas externas atuantes, sem causar deformações plásticas e, assim, desnaturar o material. Para isso, é necessário o conhecimento de certos parâmetros, tais como os limites de resistência e escoamento do material, também a ductilidade, resistência à fluência e à fadiga, tenacidade, dureza e módulo de elasticidade.

Os materiais escolhidos são vistoriados quanto aos parâmetros de resistência e rigidez, e, assim, eles são examinados a fim de se obter outras características desejadas.

Sendo um dos principais focos de atenção, a seleção de material é um ponto chave no projeto de engenharia mecânica. Fora essa área, projetos estruturais de engenharia civil tem a importância dada a seleção de materiais.

2.4.2. DESGASTE DE MATERIAIS

Ocorrendo quando há contato com materiais diferentes entre si, o desgaste é um problema que deverá ser assegurado na seleção de materiais que tenham resistências suficiente ao desgaste.

Há vários modos de produção disponíveis para tornar melhor a resistência ao desgaste do material e fazê-lo mais adequado para a utilização específica.

2.4.3. CORROSÃO

Em ambientes corrosivos tornam a importância da seleção de materiais claramente visível. Isso se dá, principalmente, quando os projetos ficam expostos ao ambiente por longos períodos.

Por isso, deve-se ter convicção que o material selecionado é o mais viável a ser aplicado em um projeto específico. Existem metais que apresentam alta propensão à corrosão, tais como o ferro, quando não há um preparo adequado.

Um dos modos de minimizar esse problema é a pintura, algum tipo de revestimento superficial, proteção catódica etc.

2.4.4. CAPACIDADE DE FABRICAR

Muitas vezes a processos de fabricação complexos impedem para a seleção de determinado material no projeto, mesmo sendo o ideal para a aplicação. Caso esse critério seja negligenciado, encarecerá o processo e, assim, o produto deixará de ser rentável.

2.4.5. CUSTO

O custo final é um fator que é influenciado por muitos outros. Como já dito, o processo de fabricação é um deles. Porém, as propriedades no material também influenciam,

pois possa ser o caso de o material ser escasso na natureza ou até mesmo o método de extração dele seja complicado.

A logística é um ponto fundamental que mais encarece os produtos. Se caso a localidade for muito longe das grandes indústrias de produção desse material, o preço aumentará devido aos custos de transporte, e, dependendo do tipo de transporte haverá mais gastos.

2.5. ENVELOPE DO MOTOR FOGUETE

As altas pressões decorrentes durante a queima do propelente contido no envelope tento transformam este em câmara como em uma espécie de vaso de pressão. Logo, deve ocorrer um bom dimensionamento e escolha de material na sua produção e, assim, deve seguir os preceitos da ASME e, para o caso do Brasil, a ABNT.

O envelope do motor foguete se transforma em câmara a partir do início da queima do propelente presente em seu interior. Por conter um material que apresenta altas temperaturas durante a transformação de um sólido para um gás, tendo também variações de pressão, este compartimento é caracterizado como um vaso de pressão de pequeno porte.

Por estar enquadrado nessa categoria, o projeto de um motor foguete deve seguir os requisitos criados pela ASME, tendo como um embasamento interno a NBR 16035. Estas normas caracterizam a construção e o funcionamento seguro dos vasos de pressão e caldeiras, sendo enquadrados vários tipos deles dentro das especificações descritas por esses documentos.

2.5.1. TIPOS ESTRUTURAIS DE CARÇAÇAS

As formas de projeto de uma carcaça são variadas. Elas foram definidas de acordo com os anos de prática dos fogueteiros afim de elaborar um motor viável que consiga resistir a todos os esforços existentes durante a queima e tenha uma durabilidade cada vez maior. Cada tipo projetado, apresentará suas vantagens e desvantagens e vai de o projetista selecionar um que se encaixe nas condições do motor em que está idealizando.

As formas de produção do envelope estão atreladas a como o tampo e a tubeira será acoplada no envelope. São elas: envelope unido por meio de uniões rosqueadas, envelope unido

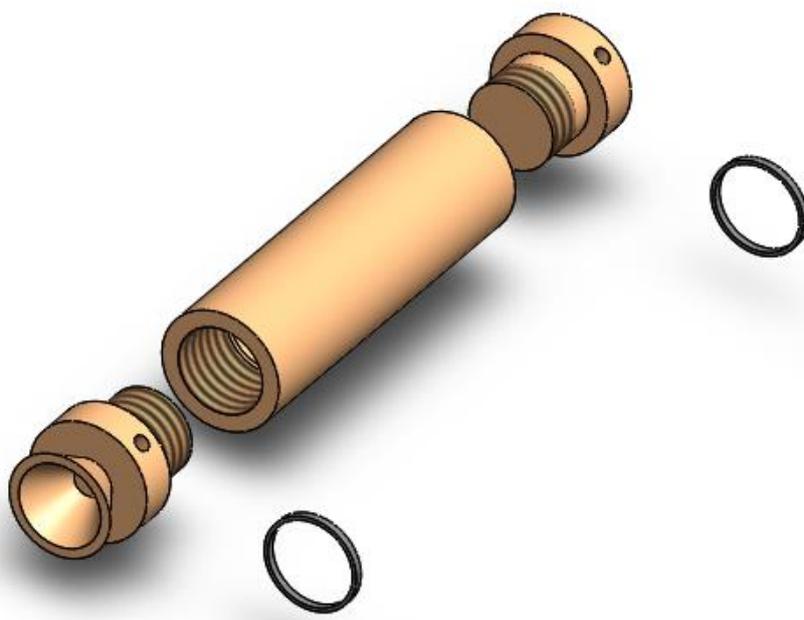
por meio de anéis de retenção, envelope unido por meio de parafusos sujeitos ao cisalhamento e envelope unido por meio de soldas.

2.5.1.1. ENVELOPE UNIDO POR MEIO DE UNIÕES ROSQUEADAS

As roscas compõem a montagem tanto da tubeira quanto do tampo, sendo que a praticidade na montagem desse modelo se dá quando em sentidos contrários. Com essas características estruturais, torna-se o tipo mais simples de montagem e desmontagem com o mínimo de danos estruturais às peças, sem falar no dimensionamento que também é simplório.

Um dos maiores problemas presentes no motor está relacionado à vedação, pois a maior parte dos elementos de vedação são fabricados com borracha e devido às altas temperaturas durante a queima de propelente, eles tendem a se danificar e podem se tornar impróprio para uso. As roscas se tornam uma espécie de proteção contra ao calor aos anéis de vedação presentes tanto nos bocais como no tampo.

Figura 8 – Ilustração de um envelope motor por uniões rosqueadas



Fonte própria

Mesmo com uma das melhores aerodinâmicas externas (o que poderia tornar o modelo mais viável), para montagem necessitam-se de ferramentas tais como a chave de gancho. Além disso, a dificuldade em garantir tolerâncias geométricas e dimensionais e a inviabilidade de montagem para diâmetros maiores que 75 mm se fazem presentes como outros impasses na montagem com esse tipo de modelo estrutural.

2.5.1.1.1. NOÇÕES BÁSICAS DE ROSCAS

“Das várias formas de parafusos rosqueados que tem sido desenvolvida, a maior parte delas apresenta lados simétricos inclinados em ângulos iguais com a linha de centro vertical através do ápice da rosca” (Oberg et al., 2016).

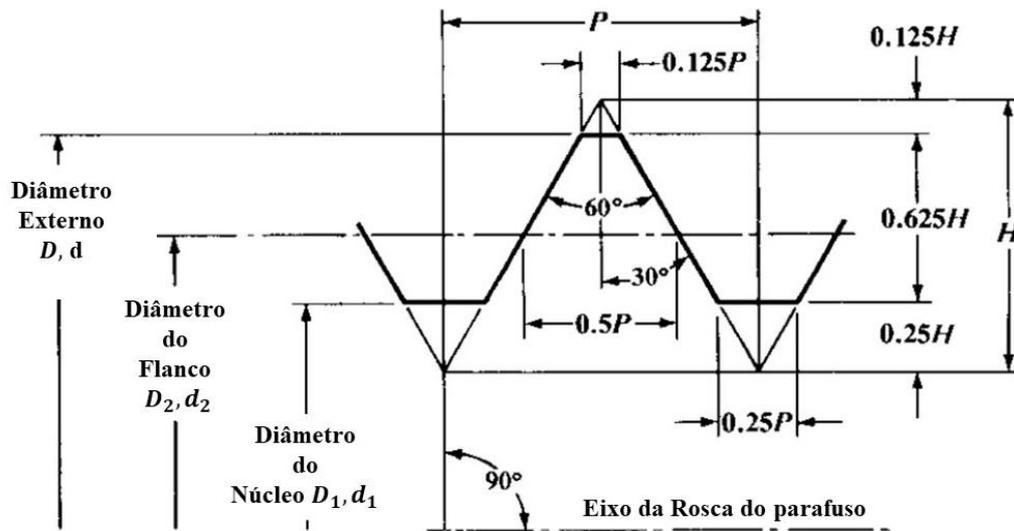
Os padrões de rosca de parafusos são utilizados a todos os tipos de superfícies que necessitam ser rosqueadas. Já relacionado as normas de padronização e itens de especificação, existem três grandes: Padrão de Roscas de Parafuso dos Estados Unidos (United States Standard Screw Thread), Sistema Internacional Métrico (International Metric Thread System/ The Systemè Internationale S.I) e ISO sistema métrico de roscas (ISSO Metric Thread System).

As normas estadunidenses estão todas expostas nos Formulários Nacional Americano e Unificados de Roscas de Parafusos (American National and Unified Screw Thread Forms).

“O Formulário Nacional Americano (formalmente chamado de Padrão dos Estados Unidos) foi usado por muitos anos em muitos parafusos, parafusos de cabeça sextavada, e produtos rosqueados diversos nos Estados Unidos. O formulário Nacional Americano e Unificado de Roscas de Parafusos agora em uso inclui certas modificações do antigo padrão” (Oberg et al., 2016).

O perfil básico é composto por vários elementos cujos conceitos desvendam a filosofia das roscas, adaptadas ao padrão americano. Esse perfil é idêntico tanto para os dois tipos de roscas: UN e UNR.

Figura 9 - Representação de perfil de cada dimensão de uma rosca de parafuso



Fonte: Oberg et al., 2016

Na imagem acima, H representa a altura de uma rosca V afiada, P é o passo, D e d são as representações de diâmetro externo, D_2 e d_2 são os diâmetros do flange, D_1 e d_1 são os diâmetros do núcleo. “Letras maiúsculas são utilizadas para indicarem roscas internas (D , D_2 , D_1), e as letras minúsculas para designar roscas externas (d , d_2 , d_1).” (Oberg et al., 2016)

“A sistemática de roscas é similar padrão americano, exceto pela profundidade, a qual é maior. Há uma folga entre a raiz e a crista interna de no máximo $\frac{1}{10}$ da altura do triângulo fundamental ou $0,0054 \cdot \text{Passo}$. É recomendado um perfil de raiz arredondada. O ângulo no plano do eixo é 60° e a crista externa tem um aplainamento como o padrão americano equivalente a $0,125 \cdot \text{Passo}$ ”. (Oberg et al., 2016)

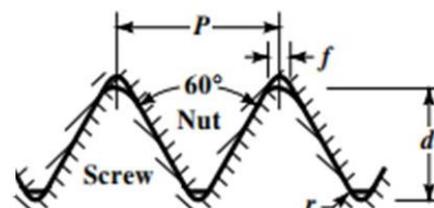
Figura 10 – Perfil de uma rosca de parafuso de acordo com o SI

Profundidade $d = 0,7035 \cdot P_{\text{máx}}; 0,6855 \cdot P_{\text{min}}$

Aplainamento $f = 0,125 \cdot P$

Raio $r = 0,0633 \cdot P_{\text{max}}; 0,054 \cdot P_{\text{min}}$

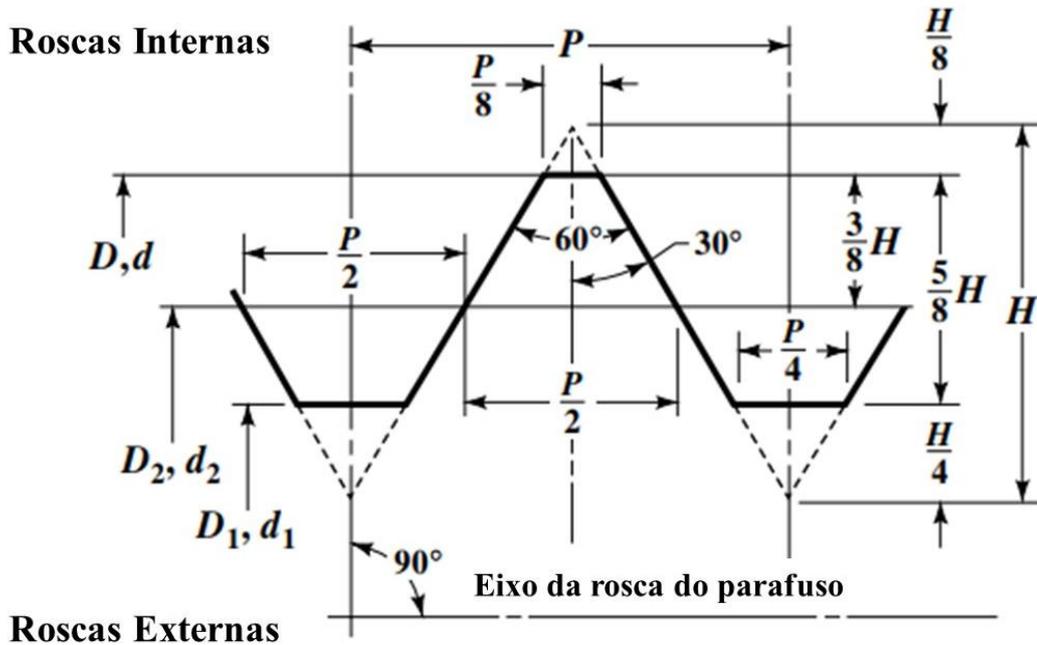
Diâmetro da broca = diâmetro externo - passo



Fonte: Oberg et al., 2016

O sistema ISO faz uma mesclagem dos ideais produzidos anteriormente pelo padrão estadunidense de métricas de rosca. As normas ISO para rosca são utilizadas em muitos países, incluindo o Brasil.

Figura 11 – Perfil de uma rosca de parafuso de acordo com a ISO



Fonte: Oberg et al., 2016

H é a altura da ponta da rosca V , P é o passo, D e d são os diâmetros do flange, D_2 e d_2 são os diâmetros externos básicos, D_1 e d_1 são os diâmetros internos básicos. As letras maiúsculas (D, D_1, D_2) são designadas às roscas internas, as letras minúsculas (d, d_1, d_2) são designadas às roscas externas.

Para cálculo dessas dimensões são utilizadas algumas equações para altura da ponta da rosca e o diâmetro do flange, respectivamente. São elas:

$$H = \frac{\sqrt{3}}{2} * P \quad (2.68)$$

$$D = D_2 - 2 * \frac{3}{8} * H \quad (2.69)$$

Além disso, ainda podemos calcular a pressão máxima atuante nas roscas:

$$p_t = \frac{\pi * \frac{5}{8} * H * D_p * \sigma_e}{0,38 * \frac{\pi * D_2^2}{4}} \quad (2.70)$$

Somado a isso ainda temos o diâmetro da embocadura, para caso haja presença de elementos tais como canal de alojamento do anel de vedação:

$$D_{emb} = \sqrt{D_e - \frac{pt}{Fu} D_2^2} \quad (2.71)$$

Necessita-se de algumas medidas indiretas com o propósito de chegar às variáveis para cálculo da pressão máxima na rosca. Primeiramente, deve-se encontrar a tensão máxima admissível.

Existem dois casos para cálculo da tensão máxima admissível:

1. Sem risco a pessoal ou equipamento vital. Com equação:

$$sw = \min\left(\frac{F_y}{1,1}; \frac{F_u}{1,25}\right) \quad (2.72)$$

2. Risco a pessoal ou equipamento vital. Com equação:

$$sw = \min\left(\frac{F_y}{1,25}; \frac{F_u}{1,5}\right) \quad (2.73)$$

As variáveis F_y e F_u são respectivamente a tensão de escoamento e o limite de resistência à tração.

Como queremos ter ciência da tensão máxima que ocorre no protótipo (caso exploda), necessita-se usar o segundo caso.

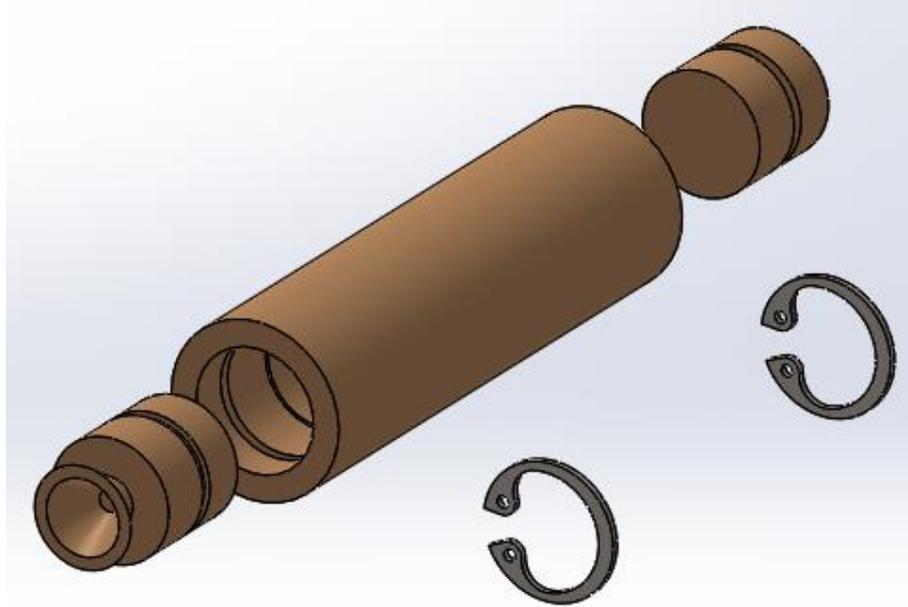
A partir desses dados obtidos, poderemos calcular o a pressão (2.70) e, além disso, a espessura da parede do envelope (2.76)

2.5.1.2. ENVELOPE UNIDO POR ANÉIS DE RETENÇÃO

A versatilidade é umas das características desse modelo, pois é recomendado para fabricação de qualquer tipo de diâmetro de tubo, além da facilidade de fabricação e dimensionamento por sua simplicidade assim como a montagem e desmontagem deste.

No caso dos anéis de vedação, também apresentam certa proteção nessa estrutura. Porém há dificuldade para fixação do anel interno, devendo ser utilizado um alicate curvo.

Figura 12- Ilustração envelope motor unido por anéis de retenção



Fonte própria

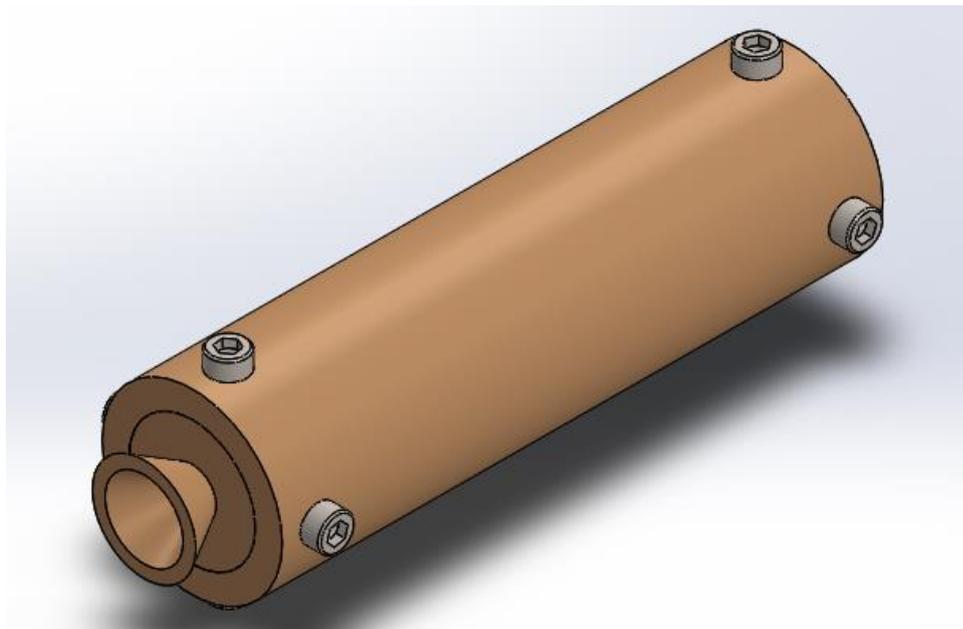
Em contrapartida, a única peculiaridade em relação a montagem deste projeto é a recomendação de rebaixo para fixar tampa e tubeira axialmente e dar ajuste para alojamento do anel de vedação.

2.5.1.3. ENVELOPE UNIDO POR MEIO DE PARAFUSOS SUJEITOS AO CISALHAMENTO

O que chama atenção para este tipo de modelo estrutural é não necessitar de quaisquer rebaixos no tubo para fixação da tampa e a tubeira de forma axial, além da possibilidade da utilização dele em tubos de espessura pequena, pois maximiza a massa do propelente.

Em contrapartida, existem muitas limitações para esta estrutura a começar pela dificuldade de fabricação e os elementos de vedação (anéis de vedação o-ring) estarem expostos a maiores temperaturas. Além disso, a montagem e desmontagem do projeto é mais dificultosa

Figura 13 – Ilustração de envelope motor unido por meio de parafusos



Fonte própria

Em relação ao dimensionamento, este apresenta uma certa complexidade e não sendo recomendado para foguetes de diâmetros pequenos, sem contar que os parafusos prejudicam a aerodinâmica do foguete.

2.5.1.3.1. PARAFUSOS

Selecionar o parafuso correto é uma tarefa um tanto complicada. Por ter esse grau de complexidade muitas vezes ocorrem erros no projeto.

Existem uma gama de parafusos, cada um para uma certa finalidade. As seleções vão desde o tipo de cabeça até mesmo ao formato da rosca que esse parafuso apresenta.

Assim como selecionar um material para aplicação em um protótipo, selecionar um parafuso exige vários pontos a serem analisados, tais como a espessura do material em relação ao tamanho do parafuso, peso do material e a influência causada, tipo de material que constitui a superfície. Existem outros pontos, mas os principais de que dão ao projetista um certo embasamento são os listados.

A espessura do material a ser fixado, seja ele madeira, plástico ou metal, é um fator muito considerável. Basicamente é um dos pontos que causam mais dúvidas nos projetistas. No geral, o parafuso deve ser três vezes maior que o material onde será rosqueado.

O diâmetro do parafuso é uma grandeza diretamente influenciada por esse ponto. Assim, para materiais pesados ou espessos serão utilizados parafusos com diâmetros maiores e para materiais mais leves ou menos espessos serão utilizados parafusos menores

Assim como o peso do material, o tipo dele é de grande influência para a seleção do parafuso. Para os mais comuns como o metal e o plástico, existem parafusos específicos.

Metais e plásticos necessitam de parafusos com eixos cônicos com roscas afiadas de ponta a cabeça, similar a um modelo chamado Drywall (ponta fina em formato de broca, capazes de furar a estrutura sem danificá-la e sem o uso da furadeira).

Figura 14 – Parafuso Drywall



Fonte: própria

Existe outra opção para fixar o metal, é o parafuso para máquinas, que tem eixo reto, rosca bem fina e precisa ser fixado em juntas ou buracos pré-parafusados.

2.5.1.3.2. CÁLCULO DAS TENSÕES TANGENCIAIS ATUANTES NO SISTEMA

Para cálculo das tensões tangenciais e de quantidades de parafuso, utilizaremos conceitos de resistência dos materiais e algumas equações explanadas no modelo fabricado por roscas.

Primeiramente, precisa-se determinar o material que constitui o parafuso para assim coletar alguns dados tabelados necessários para prosseguimento dos cálculos. Escolhido o tipo de material do parafuso, coleta-se a tensão máxima admissível e sabe-se que:

$$\tau_{adm} \geq \frac{F_t}{A} \quad (2.74)$$

Tem-se que a tensão admissível dos parafusos deve ser maior que a tensão aplicada a ele durante a queima do propelente (quando a movimentação e expansão dos gases exercem pressão na câmara), sendo a tensão aplicada aos parafusos a divisão entre a força de tração e a área de secção transversal do parafuso.

Para saber a quantidade de parafusos necessária, deve-se realizar o seguinte procedimento na equação acima:

$$A \geq \frac{F_t}{\tau_{adm}} \quad (2.75)$$

Após esse cálculo obtém-se a área total de parafusos em que a tensão age. Para definirmos a quantidade de parafusos basta dividir pela área de secção transversal unitária.

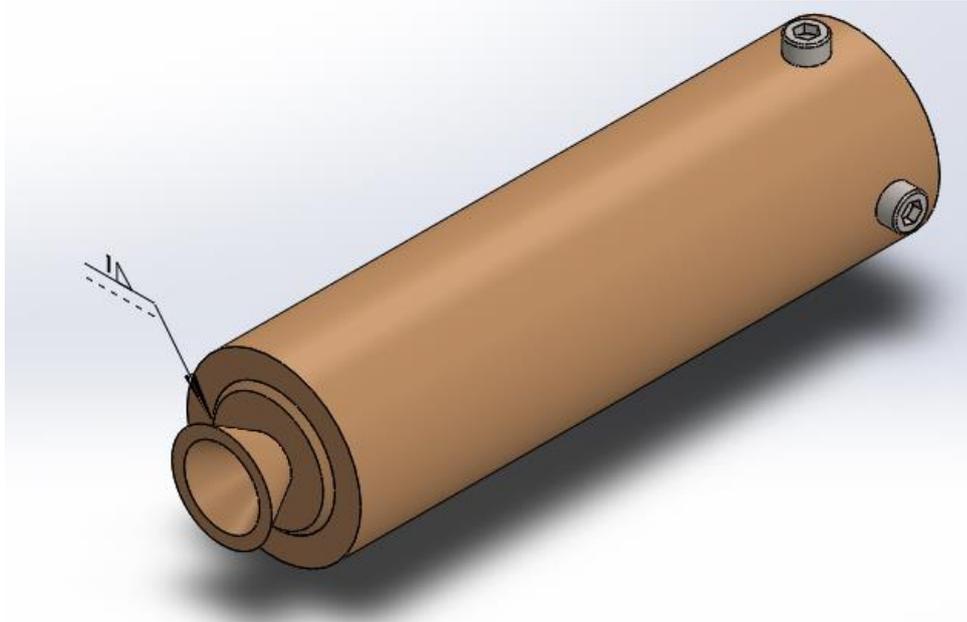
Como não sabemos exatamente um diâmetro apropriado de parafuso para aplicar, deve-se ter em mente o seguinte: Parafusos excessivos aplicados na montagem do protótipo o tornam enfraquecido, pois vários furos tornarão a área mais propícia a vazamentos. Logo, pode-se escolher uma gama de diâmetros e, através dos cálculos, qual a quantidade mais viável a ser aplicada.

2.5.1.4. ENVELOPE UNIDO POR MEIO DE SOLDAS

É uma variação do envelope unido por parafusos sujeitos ao cisalhamento porque a única parte móvel será o tampo. Isso porque a tubeira será fixada permanentemente por meio de solda. O tampo precisa ser removível para ser colocado o propelente quando estiver pronto para queima dentro do envelope.

Por ser uma variação, apresenta quase as mesmas vantagens e desvantagens do modelo mais geral. Porém, vantagens como não necessitar de anéis de vedação na união soldada se fazem presentes, assim como uma facilidade maior na montagem e desmontagem.

Figura 15 – Envelope motor unido por meio de solda



Fonte própria

Em contrapartida, a soldagem deve ser muito bem-feita de forma a isolar totalmente, evitando quaisquer tipos de vazamentos no projeto, ou seja, necessitará de um soldador com relativa experiência no serviço.

2.5.1.4.1. SOLDA ESTANQUE

A Sociedade Americana de Soldagem 3.0 define a solda estanque como qualquer solda projetada principalmente para fornecer um grau específico de do vazamento. O propósito de uma solda de vedação pode ser para conter um fluido - seja gasoso ou líquido. Nos campos mecânicos e estruturais, as soldas de vedação são usadas muitas vezes não para impedir o vazamento de um recipiente, mas auxiliar na ventilação de entrada de um fluido em um espaço onde se espera que ocorra um comportamento prejudicial, muitas vezes corrosivo. Nestes campos, as soldas de vedação são frequentemente usadas para impedir umidade, ar carregado de oxigênio e água de entrar nessa cavidade.

Soldas de vedação podem ser especificadas em peças a serem galvanizadas para proibir a decapagem de ácidos ou zinco líquido de entrar em região específica. Para o aço exposto arquitetonicamente, soldas de vedação podem ser especificadas para evitar o fenômeno de ferrugem. Soldas de vedação podem ser necessárias para algumas aplicações onde a junta selada é mais propícia a limpeza do que uma junta exposta seria.

2.5.2. VASOS DE PRESSÃO

Segundo Telles, vasos de pressão são definidos como reservatórios para contenção de pressão tanto externa, como internamente. Essa pressão pode ser obtida de uma fonte externa, ou pela aplicação de calor fornecido por uma fonte direta ou indireta, ou por qualquer combinação entre essas fontes

Segundo Falcão, vasos de pressão são equipamentos amplamente utilizados em indústrias de processo, refinarias de petróleo, petroquímicas, indústrias farmacêuticas e alimentícias.

Esses equipamentos devem ser projetados de modo a evitar as principais falhas que estão diretamente relacionadas ao conteúdo da disciplina de resistência dos materiais, tais como:

- Deformação elástica excessiva, incluindo instabilidade elástica;
- Deformação plástica excessiva, incluindo instabilidade plástica;
- Altas tensões localizadas;
- Fluência a alta temperatura;
- Fratura frágil à baixa temperatura;
- Fadiga;
- Corrosão.

A necessidade de normatização de vasos de pressão e caldeiras se deu devido a inúmeros acidentes ocorridos durante o século XX, quando ocorria alta modernização de várias turbo máquinas, mas sem nenhum nível de segurança. Logo, vários grupos de estudo para normalização dos procedimentos de construção e funcionamento de vasos de pressão e caldeiras surgiram para tentar amenizar os tantos acidentes que ocorriam. O primeiro código conhecido foi criado pela ASME (American Society of Mechanical Engineers). Os códigos ASME têm como objetivo criar regras seguras para projetos e fabricação apresentando metodologia e critérios para dimensionamento, fabricação, realização de exames não destrutivos, além de materiais aplicáveis com respectivas tensões admissíveis. (FALCÃO, 2008).

Em conformidade a esse código, o Brasil cria suas normas também com embasamento total na ASME para vasos de pressão e caldeiras, a NBR 16035 criada em 2012.

Os vasos de pressão, em quase sua totalidade, são fabricados segundo aos regimentos da ASME, sob o código VIII, seções I, II e III.

2.5.2.1. TIPOS DE VASOS DE PRESSÃO

Os vasos de pressão estão subdivididos em três categorias: Vasos não sujeitos à chama, vasos sujeitos à chama, vasos sujeitos à radiação nuclear

Os vasos de pressão não sujeitos são regidos na ASME VIII (seção I e II), sendo enquadrados como estes vasos de armazenamento e de acumulação, torres de destilação fracionada, reatores diversos (dos quais ocorrem reação química), esferas de armazenamento de gases. Os vasos de pressão sujeitos à chama são regidos na ASME VIII (seção I), sendo enquadrados como estes os fornos e as caldeiras. OS vasos sujeitos à radiação nuclear são regidos na ASME VIII (seção III), sendo enquadrados como estes os reatores, vasos de armazenamento de materiais radioativos e os permutadores de calor.

A NR 13 (Norma regulamentadora) categoriza os vasos de pressão de acordo com o produto “PV”, sendo “P” a pressão máxima de operação dada em Mpa e “V” o seu volume genérico dado em m³.

Tabela 5- Grupos de vasos de pressão de acordo com os preceitos da NR-13

<i>GRUPO</i>	<i>PV</i>
1	≥ 100
2	≥ 30 e < 100
3	$\geq 2,5$ e < 30
4	≥ 1 e $< 2,5$
5	< 1

Fonte: Richard Nakka's Experimental Rocketry Web Site

Tabela 6 - Categorização dos vasos de pressão de acordo com o fluido atuante e a “P.V”

<i>CLASSE DE FLUIDO</i>	<i>GRUPO POTENCIAL DE RISCO</i>				
	1	2	3	4	5
	P.V ≥ 100	P.V < 100 P.V ≥ 30	P.V < 30 P.V $\geq 2,5$	P.V $< 2,5$ P.V ≥ 1	P.V < 1

	CATEGORIAS				
“A” - Fluido inflamável combustível com temperatura igual ou superior a 200C - Tóxico com limite de tolerância <=20 ppm - Hidrogênio, Acetileno	I	I	II	III	III
“B” - Combustível com temperatura menor que 200C - Tóxico com limite de tolerância > 20 ppm	I	II	III	IV	V
“C” - Vapor de água - Gases asfixiantes simples - Ar comprimido	I	II	III	IV	V
“D” - Outro fluido	II	III	IV	V	V

Fonte: Richard Nakka's Experimental Rocketry Web Site

Além disso, os vasos de pressão podem ser divididos em três grandes grupos, quanto à disposição. São elas: Vasos de pressão horizontais, Vasos de pressão verticais, Vasos de pressão esféricos.

2.5.2.2. CÁLCULO DE DIMENSÕES DE ENVOLPE-MOTOR COMO UM VASO DE PRESSÃO

Em Huzel e Huang a configuração do envelope motor é tratada como um cilindro. Por isso, a estrutura como um vaso de pressão, é dada pela seguinte equação:

$$t_c = \frac{pt \cdot a}{sw \cdot ew} \quad (2.76)$$

Uma nova variável exposta no problema trata-se da eficiência de solda do envelope. Para envelopes com estrutura de tubo, ou seja, sem solda nenhuma, utilizamos 1 (100% de eficiência).

As outras variáveis referem-se da pressão máxima de operação, dada pela equação (2.70) e ao raio do tubo interno.

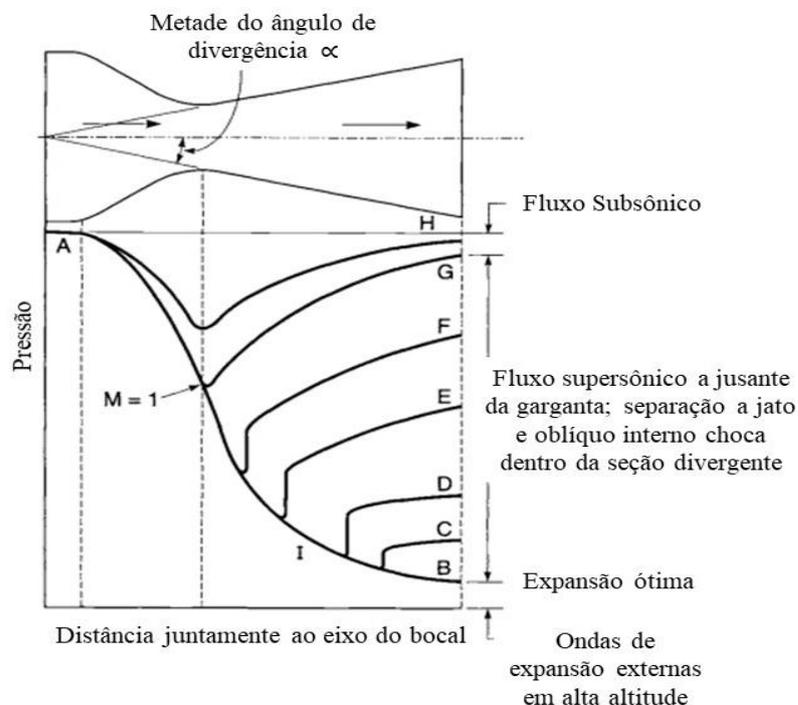
2.6. CONFIGURAÇÕES DE TUBEIRA

Segundo Sutton:

“O primeiro quesito de deve ser analisado em uma tubeira durante seu projeto é a configuração quanto ao formato em que se apresentará. Bocais e câmaras são geralmente de secção transversal circular e possuem uma secção convergente, uma garganta em uma porção mais estreita (seção transversal mínima), e uma secção divergente.” (2017, p. 75)

A secção convergente entre a câmara e a garganta nunca foi crítico na obtenção de alto desempenho. O fluxo subsônico nessa secção pode facilmente ser alterada com uma baixa queda de pressão e o raio, o ângulo do cone, a curva de contorno da parede ou a forma de entrada são satisfatórios. O contorno da garganta também não é muito crítico para o desempenho, e qualquer raio ou outra curva é geralmente aceitável. A principal diferença em diferentes configurações de bocais é encontrada na seção divergente de fluxo supersônico. A superfície da parede ao longo do bocal deve ser suave e lustrosa para minimizar a fricção, absorção da radiação, e à transferência de calor convectiva devido à rugosidade da superfície. (Sutton, 2017).

Figura 17 – Distribuição das pressões em diferentes condições de fluxo ao longo da tubeira

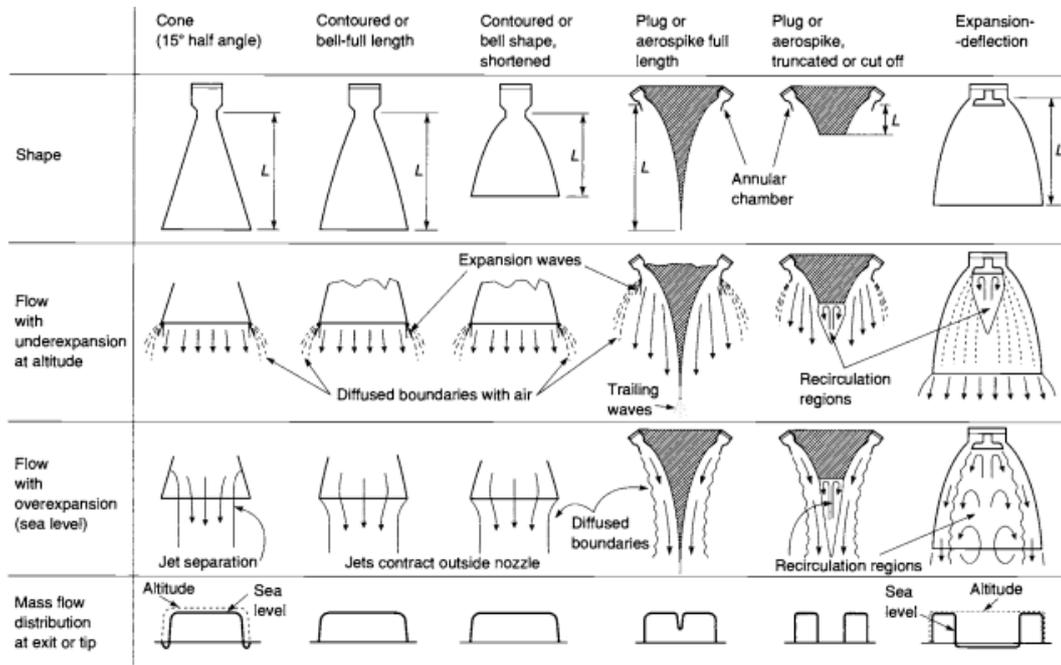


Fonte: Sutton, 2017 (Adaptado)

De acordo com Sutton (2017):

“Existem seis tipos de configuração de tubeias. Os primeiros três esboços mostram formatos cônicos e formatos de sino. Os outros três tipos apresentam um corpo centro dentro da tubeira a fim de obter excelentes compensações em altitudes. Porém, os três últimos esboços são usados apenas quando se trata de veículos espaciais.” (2017, p. 75)

Figura 18 – Diagrama simplificado de várias configurações diferentes de tubeira e seus efeitos de fluxo



Fonte Sutton (2017)

2.6.1. BOCAIS CONE E FORMATO DE SINO

Os bocais cônicos são os mais antigos e talvez os mais simplórios em relação a configuração. É relativamente fácil de produzir e é um formato utilizado até hoje para tubeias pequenas. Um fator de correção teórica (λ) pode ser aplicado ao momento de saída da tubeira de um foguete ideal com bocal de formato cônico. Esse fator é a taxa entre o momento dos gases em um bocal com um ângulo finito do bocal (2α) e o momento de um bocal ideal com todos os gases fluindo em uma direção axial:

$$\lambda = \frac{1}{2} * (1 + \cos \alpha) \quad (2.77)$$

A variação do $[\lambda]$ com diferentes valores de $[\alpha]$ é mostrado na tabela abaixo para qualquer bocal que tem vazão mássica uniforme por unidade de área da saída. Para foguetes ideais $\lambda=1.0$. Para bocal de foguete com um ângulo cônico de divergência de 30° (metade do ângulo $\alpha=15^\circ$), a momento de saída e, assim, a velocidade de exaustão será 98,3% da

velocidade calculada pela equação $\left[v_2 = \sqrt{2J(h_1 - h_2) + v_1^2} \right]$ explicada na próxima parte do assunto). Note que o fator de correção $[\lambda]$ apenas se aplica ao primeiro termo (ao momento de empuxo) nas equações $\left[F = \dot{m}v_2 + (p_2 - p_3)A_2; \epsilon = \frac{A_2}{A_1} \right]$ explicada posteriormente), e $\left[C_F = \sqrt{\frac{2k^2}{k-1} \left(\frac{2}{K+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}} \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} + \frac{p_2 - p_3}{p_1} \frac{A_2}{A_1} \right]$ explicada posteriormente) e não pelo segundo termo (pressão de empuxo).

Um pequeno ângulo de divergência do bocal faz com que a maior parte do momento seja axial e, portanto, dá um impulso específico alto, mas o bocal longo tem uma penalidade na massa do sistema de propulsão do foguete, massa do veículo, e a complexidade do design. Uma grande divergência no ângulo, design leve, mas o desempenho é baixo. Existe um bocal de forma e comprimento cônico (tipicamente entre 12° e 18° de metade de ângulo) e é geralmente um compromisso o qual depende da aplicação específica e da rota de voo.

Tabela 7 – Tabela de descrição de ângulos de divergência e os respectivos fatores de correção

Ângulo de divergência do Bocal Cônico, α	Fator de correção, λ
0	1,0000
2	0,9997
4	0,9988
6	0,9972
8	0,9951
10	0,9924
12	0,9890
14	0,9851
15	0,9830
16	0,9806
18	0,9755
20	0,9698
22	0,9636
24	0,9567

Fonte: Sutton 2017 (Adaptado)

O bocal em formato de sino ou bocal contorno é provavelmente um formato muito comum atualmente. Tem um alto ângulo de seção de expansão (20 a 50°) direita atrás do estrangulamento do bocal; é seguido por uma reversão gradual da inclinação do contorno do bocal de modo ao ângulo de divergência de saída do bocal ser pequeno, geralmente menos que uma metade de ângulo 10°. É possível ir a grandes ângulos de divergências imediatamente anterior ao estrangulamento porque a alta pressão relativa, o grande gradiente de pressão e a rápida expansão do fluido de trabalho não permitem a separação nessa região a menos que existam descontinuidades no contorno do bocal. A expansão no bocal sino supersônico é mais eficiente do que em um cone simples reto de taxa de área similar e comprimento, porque o contorno da parede é projetado para minimizar perdas. Nas últimas décadas muitas das tubeias têm sido em formato de sino.

Uma mudança de direção de um gás supersônico em uma geometria de parede em expansão só pode ser alcançada através de ondas de expansão. Uma onda de expansão ocorre quando uma superfície fina, onde a velocidade do fluxo aumenta e muda a direção do fluxo levemente, e onde a pressão e a temperatura caem. Essas superfícies de onda estão em um ângulo oblíquo ao fluxo. Como o gás passa através do estrangulamento, sofre uma série dessas ondas de expansão com essencialmente nenhuma perda de energia. Em bocais em forma de sino essas expansões ocorrem internamente ao fluxo entre o estrangulamento e a demarcação de inflexão [I].

2.6.2. FLUXO ISENTRÓPICO ATRAVÉS DE BOCAIS

Em um bocal convergente-divergente uma larga fração de energia térmica dos gases na câmara é convertida em energia cinética. Como será explicado, a pressão do gás e a queda drástica de temperatura e a velocidade do gás podem atingir valores em excesso de duas milhas por segundo. Se uma parede interna do bocal tiver obstrução de fluxo ou uma saliência de parede (uma peça de respingo ou escória de solda), então a energia cinética do gás é convertida localmente em energia térmica essencialmente igual à temperatura de estagnação e pressão de estagnação na câmara. Como isso ocorreria rapidamente em um superaquecimento local e na falha da parede, as paredes internas dos bocais devem ser lisas, sem nenhuma prostração. As condições de estagnação também podem ocorrer na borda principal de um jato ou na ponta de um tubo de amostragem de gás inserido no fluxo.

2.6.2.1. VELOCIDADE

A velocidade e saída do bocal é definida da seguinte forma:

$$v_2 = \sqrt{2J(h_1 - h_2) + v_1^2} \quad (2.78a)$$

Essa equação se aplica a foguetes ideais e não ideais. Para a constante, essa expressão pode ser reescrita com o auxílio de equações $c_p = kR/(k - 1)J$ e $\left[\frac{T_x}{T_y} = \left(\frac{p_x}{p_y} \right)^{k-\frac{1}{k}} = \left(\frac{V_y}{V_x} \right)^{k-1} \right]$

.Os subscritos 1 e 2 aplicam-se às condições de entrada e saída do bocal respectivamente:

$$v_2 = \sqrt{\frac{2k}{k-1} RT_1 \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right] + v_1^2} \quad (2.78b)$$

Essa equação também mantém ou dois pontos no bocal. Quando a seção da câmara é grande em comparação com a garganta do bocal desta seção, a velocidade de curvatura ou velocidade de aproximação do bocal é comparativamente pequena e o termo pode ser desprezado. A temperatura da câmara T_1 é na entrada do bocal e, sob condições isentrópicas, difere pouco da temperatura de estagnação ou (para foguete químico) da temperatura de combustão. Isto leva a uma importante expressão simplificada da velocidade de escape v_2 , que é frequentemente usada na análise.

$$v_2 = \sqrt{\frac{2k}{k-1} RT_1 \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} = \sqrt{\frac{2k}{k-1} \left(\frac{R'T_0}{M.} \right) \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{1-k}{k}} \right]} \quad (2.79)$$

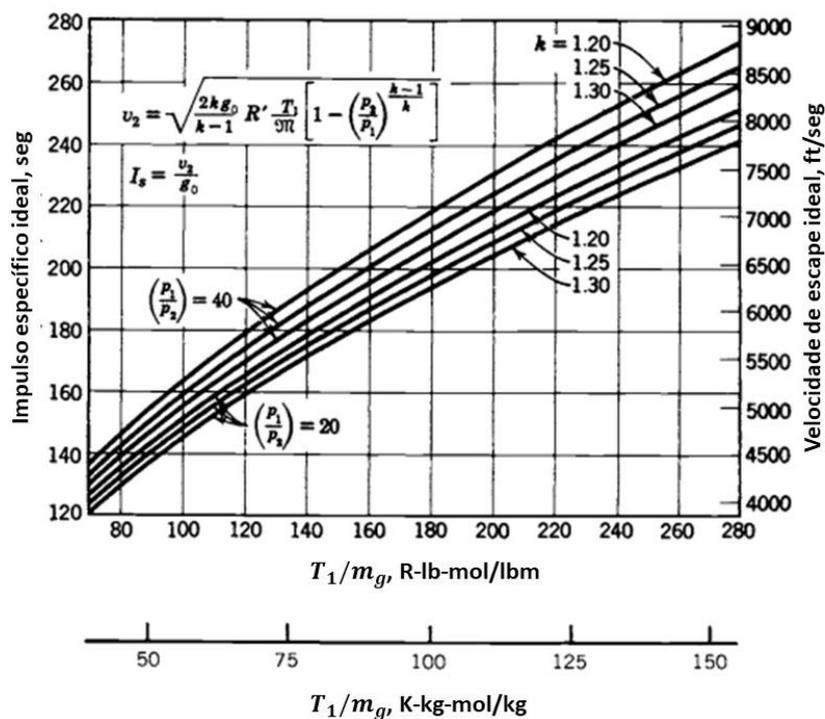
Pode ser visto que a velocidade de escape de um bocal é uma função da relação de pressão $\left[\frac{p_1}{p_2} \right]$, a taxa de calores específicos k e a temperatura absoluta na entrada do bocal T_1 , assim como a constante de gás R . Como a constante de gás para qualquer gás em particular é inversamente proporcional à massa molecular $M.$, a velocidade de escape ou o impulso específico são uma função da relação entre a temperatura absoluta de entrada do bico dividida pela massa molecular, como mostrado na figura 8. Essa relação desempenha um papel importante na otimização da proporção de mistura em foguetes químicos.

As Equações (2.14) e (2.15) fornecem as relações entre a velocidade v_2 , o empuxo F e o impulso específico I_s ; é representado na figura 8 por duas razões de pressão e três valores de k . A equação (2.69) indica que qualquer aumento na temperatura do gás (geralmente causado por um aumento na liberação de energia) por qualquer diminuição da massa molecular do propelente (usualmente obtido usando luz molecular) gases de massa ricos em conteúdo de hidrogênio) irá melhorar o desempenho do foguete; isto é, aumentarão o impulso

específico I_s ou a velocidade de escape v_2 ou c e, assim, o desempenho do veículo. As influências da razão de pressão através do bocal $\left[\frac{p_1}{p_2}\right]$ e da taxa de calor específica k são menos pronunciadas. Como pode ser visto na figura 8, o desempenho aumenta com o aumento da razão de pressão; esta proporção aumenta quando o valor da pressão da câmara p_1 aumenta ou quando a pressão de saída p_2 diminui, correspondendo a projetos de alta altitude. A pequena influência dos valores de k são casuais porque massas moleculares baixas são encontradas em gases diatômicos ou monoatômicos, que têm os valores mais altos de k .

Para comparar valores de impulso específicos do sistema de foguetes para outro ou para avaliar a influência de vários parâmetros de projeto, o valor da razão de pressão deve ser padronizado. Uma pressão de câmara de 1000 psia (6894 MPa) e uma pressão de saída de 1 atm (0,1013 MPa) estão geralmente em uso hoje.

Figura 19 – Impulso específico e velocidade de escape de um foguete ideal na expansão do bocal tendo como funções a temperatura da câmara $[T_1]$ e a massa molecular $[M_g]$ para vários valores de k e p_1/p_2 .



Fonte: Sutton, 2017

Para uma expansão ótima $p_2 = p_3$ e a velocidade de escape efetiva c (Equação 2.16) e a velocidade de escape do foguete ideal estão relacionadas, nomeadamente

$$v_2 = (c_2)_{opt} \quad (2.80)$$

E c pode ser substituído por v_2 nas Equações (2.68) e (2.69). Para uma relação de área de saída de bico fixa e pressão de câmara constante, essa condição ideal ocorre somente em uma altitude específica em que a pressão ambiente p_3 é igual à pressão de exaustão do bico. Em todas as altitudes $c \neq p_2$.

O valor teórico máximo da velocidade de saída do bico é alcançado com uma expansão infinitiva (exaustiva no vácuo).

$$(v_2)_{\text{máx}} = \sqrt{\frac{2kRT_0}{k-1}} \quad (2.81)$$

A velocidade de exaustão teórica máxima é finita, mesmo que a relação de pressão seja infinita, porque representa o conteúdo de energia térmica finito do fluido. Tal expansão não acontece, porque, entre outras coisas, a temperatura de muitas das espécies do meio de trabalho cairá abaixo de sua liquefação ou dos pontos de congelamento; assim, deixam de gás e não contribuem mais para a expansão do gás

2.6.2.2. FLUXO NOS BOCAIS E CONDIÇÕES DE GARGANTA

A área do bocal necessária diminui para um mínimo e depois aumenta novamente. Os bocais deste tipo (frequentemente denominados bocais De Laval depois do seu inventor) consistem numa secção convergente seguida por uma secção divergente. A partir da equação de continuidade, a área é inversamente proporcional à razão v/V . Essa quantidade também foi plotada na figura 20. Há um máximo na curva de v/V porque a velocidade aumenta a uma taxa maior que o volume específico; no entanto, na seção divergente, o específico aumenta em uma taxa maior.

A área mínima dos bocais é chamada de área da garganta. A relação entre a área de saída do bocal A_2 e a área da garganta A_t é denominada taxa de expansão da área do bocal e é designada pela letra grega ϵ . É um parâmetro importante do projeto do bocal.

$$\epsilon = \frac{A_2}{A_t} \quad (2.82)$$

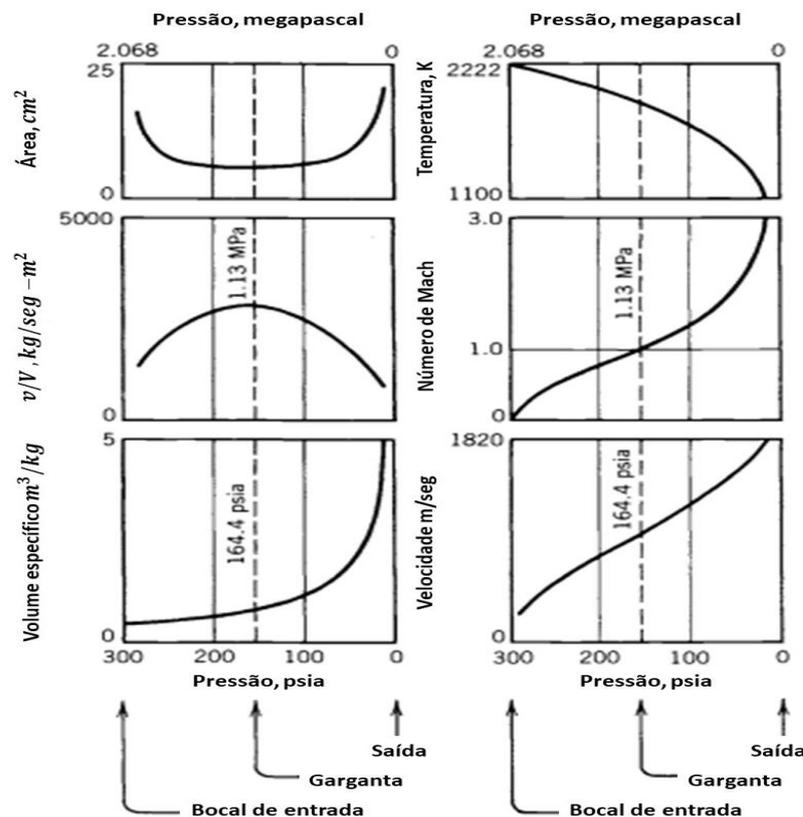
O fluxo máximo de gás por unidade de área ocorre na garganta, onde há uma taxa de pressão de gás única, que é apenas uma função da relação de aquecimentos específicos [k].

Essa taxa de pressão é encontrada configurando $M = 1$ na equação $\left[p_0 = p \left[1 + \frac{1}{2}(k-1)M^2 \right]^{\frac{k}{k-1}} \right]$

$$\frac{p_t}{p_1} = \left[\frac{2}{k+1} \right]^{\frac{k}{k-1}} \quad (2.83)$$

A pressão na garganta para a qual a vazão mássica isentrópica é máxima é chamada de pressão crítica. Valores típicos desta relação de pressão crítica variam entre 0,53 e 0,57. O fluxo através de um bocal de foguete especificado com uma determinada condição de entrada é menor que o máximo se a taxa de pressão for maior que a fornecida pela Equação. No entanto, observe que essa relação não é a mesma em todo o bocal e que o fluxo máximo ou condição de obstrução sempre é estabelecida internamente na garganta e não no plano de saída.

Figura 20– Variação típica da área de seção transversal, temperatura, volume específico e velocidade com a pressão em um bocal de foguete



Fonte: Sutton, 2017

A pressão de entrada do bico está muito próxima da pressão de estagnação da câmara, exceto em câmaras de combustão estreitas onde há uma queda considerável na pressão da região do injetor para a região de entrada do bico. No ponto de pressão crítica, ou seja, a garganta, o número Mach é um e os valores do volume específico e da temperatura podem ser obtidos a partir de Equações.

$$V_t = V_1 \left[\frac{k+1}{2} \right]^{\frac{1}{k-1}} \quad (2.84)$$

$$T_t = \frac{2T_1}{k+1} \quad (2.85)$$

Na Equação, a entrada do bocal a temperatura T está muito próxima da temperatura de combustão e, portanto, próxima à temperatura de estagnação do fluxo do bocal T . No ponto crítico, há apenas uma leve alteração dessas propriedades. Tomemos por exemplo um gás com $k = 1,2$; a relação de pressão crítica é de cerca de 0,56 (o que significa que P é igual a quase metade da pressão da câmara P); a temperatura cai apenas ligeiramente ($T = 0,91T$) e o volume específico expande em mais de 60% ($V = 1,61V$). Das Equações, a velocidade crítica ou da garganta é obtida

$$v_1 = \sqrt{\frac{2k}{k+1} RT_1} = a_1 = \sqrt{kRT} \quad (2.86)$$

A primeira versão desta equação permite que a velocidade da garganta seja calculada diretamente a partir das condições de entrada do bico, sem que nenhuma das condições da garganta seja conhecida. Na garganta do bocal, a velocidade crítica é claramente também a velocidade sônica. A parte divergente do bocal permite reduções adicionais na pressão e aumenta a velocidade sob condições supersônicas. Se o bocal for cortado na seção da garganta, a velocidade do gás de saída é sônica e a taxa de vazão permanece máxima. A condição de fluxo sônico e supersônico pode ser atingida somente se a pressão crítica prevalecer na garganta, ou seja, se p_2/p_1 for igual ou menor que a quantidade definida pela Equação (2.73). Existem, portanto, três tipos diferentes de bicos: subsônico, sônico e supersônico, e estes são descritos na tabela.

O bocal supersônico é o usado foguetes. Alcança um alto grau de conversão de entalpia em energia cinética. A relação entre as pressões de entrada e saída em todos os foguetes é suficientemente grande para induzir o fluxo supersônico. Somente se a pressão absoluta da câmara cair abaixo de aproximadamente 1,78 atm haverá um fluxo supersônico na porção divergente do bocal durante os transientes de partida e parada.

A velocidade do som é igual à velocidade de propagação de uma onda de pressão elástica dentro do meio, sendo o som uma onda de pressão infinitesimal. Se, portanto, a velocidade sônica for atingida em qualquer ponto dentro de um sistema de fluxo constante, é impossível para um distúrbio de pressão passar pela localização do fluxo sônico ou supersônico. Assim, qualquer obstrução parcial ou perturbação do fluxo a jusante da garganta

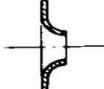
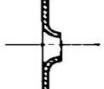
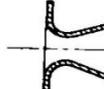
do bocal com fluxo sônico não tem influência na garganta ou a montante dela, desde que a perturbação não aumente a pressão a jusante acima de seu valor crítico. Não é possível aumentar a velocidade da garganta ou a vazão no bocal diminuindo ainda mais a pressão de saída ou até mesmo evacuando a seção de escape. Essa condição importante é frequentemente descrita como sufocando o fluxo. É sempre estabelecido na garganta e não no plano de saída do bico. Fluxo obstruído através da seção de seção crítica de um bocal supersônico pode ser derivado de Equações $\left[\dot{m}_x = \dot{m}_y = \dot{m} = \frac{A v}{v} \right]$, (2.74), e (2.76). É igual ao fluxo de massa em qualquer seção dentro do bico.

$$\dot{m} = \frac{A_1 v_1}{v_1} = A_1 p_1 k \frac{\sqrt{[2/(k+1)]^{k+1}}}{\sqrt{kRT_1}} \quad (2.87)$$

O fluxo de massa através de um bico de foguete é, portanto, proporcional à área da garganta e à pressão da câmara (estagnação); também é inversamente proporcional à raiz quadrada de T/R e uma função das propriedades do gás. Para um bocal supersônico, a razão entre a garganta e qualquer área a jusante na qual a pressão prevalece pode ser expressa como uma função da relação de pressão e a razão fazem calores específicos, usando Equações, como segue:

$$\frac{A_t}{A_x} = \frac{V_t v_x}{v_x v_t} = \left(\frac{k+1}{2} \right)^{\frac{1}{k-1}} \left(\frac{p_x}{p_1} \right)^{\frac{1}{k}} \sqrt{\frac{k+1}{k-1} \left[1 - \left(\frac{p_x}{p_1} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad (2.88)$$

Tabela 8 – Tipos de bocais

	<i>Subsônico</i>	<i>Sônico</i>	<i>Supersônico</i>
Velocidade da garganta	$v_1 < a_t$	$v_t = a_t$	$v_t = a_t$
Velocidade de saída	$M_2 < 1$	$m_2 = M_1 = 1, 0$	$M_2 > 1$
Número de Mach	$\frac{p_1}{p_2} < \left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{1}{k}}$	$p_1/p_2 = \frac{p_1}{p_2} = \left(\frac{k+1}{2}\right)^{\bar{k}}$	$\frac{p_1}{p_2} > \left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{k}{k-1}}$
Forma			

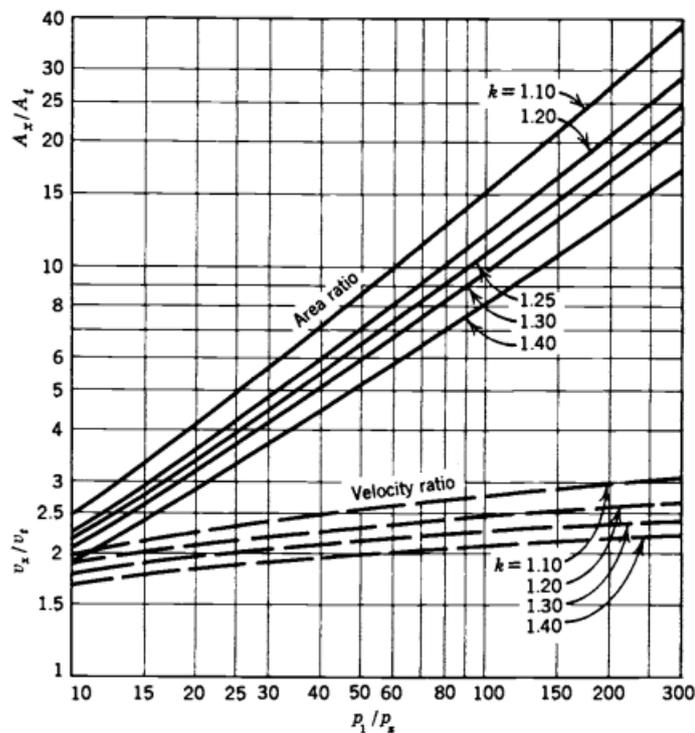
Fonte: Sutton, 2017 (Adaptado)

Quando $p_x = p_2$, então $\frac{A_x}{A_t} = \frac{A_2}{A_t} = \epsilon$ na equação. Para operação em baixa altitude (nível do mar até cerca de 10000m), as proporções da área dos bicos estão tipicamente entre 3 e 25, dependendo da pressão da câmara, das combinações de propelente e das restrições do invólucro do veículo. Para altas altitudes (100 km ou mais), as razões de área são tipicamente entre 40 e 200, mas existem algumas tão altas quanto 400. Similarmente, uma expressão para a razão da velocidade em qualquer ponto a jusante da garganta com a pressão p , e a velocidade da garganta pode ser escrita a partir de Equações:

$$\frac{v_x}{v_t} = \sqrt{\frac{k+1}{k-1} \left[1 - \left(\frac{p_x}{p_1}\right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad (2.89)$$

Essas equações permitem a determinação direta da relação de velocidade ou da razão de área para qualquer razão de pressão, e vice-versa, em bicos de foguetes de distribuição. Eles são plotados em figuras, e esses gráficos permitem a determinação das taxas de pressão dadas as razões de área ou velocidade. Quando $p_x = p_2$, Equation descreve a relação de velocidade entre a área de saída do bico e a seção da garganta. Quando a pressão de saída coincide com a pressão atmosférica ($p_2 = p_3$, ver na figura), essas equações aplicam-se para a expansão ótima do bico. Para foguetes que operam em altas altitudes, não é possível ganhar velocidade de escape adicional aumentando a taxa de área acima de 1000. Além disso, dificuldades de projeto e um bocal inerte pesado tornam as aplicações acima das proporções da área de aproximadamente 350 marginais.

Figura 21 – Área e taxa de velocidade como função da taxa de pressão para seção divergente de um bocal supersônico



Fonte: Sutton, 2017

2.7. GRÃO PROPELENTE

“A seleção do propelente é crítica para o projeto do motor” (Sutton, 2017).

De acordo com Ribeiro

“Independente do propelente a ser utilizado, pode-se utilizar uma análise genérica do desenvolvimento da queima de um grão propelente sólido. Para isso, primeiramente, deve-se saber a geometria do grão. Existem diversas geometrias comumente utilizadas, cada qual com uma característica de queima diversa, e este é o ponto inicial: geometria do grão” (2015, p.25)

Existem características particulares que um propelente deve apresentar para ser viável na aplicação:

1. Alto impulso específico;
2. Taxa de queima versátil para atender a necessidade de grãos e requisito de empuxo;
3. O coeficiente de temperatura e o expoente da taxa de queima deve ser pequeno para haver mínima variação;
4. Propriedades físicas adequadas ao longo da faixa de temperatura operada;

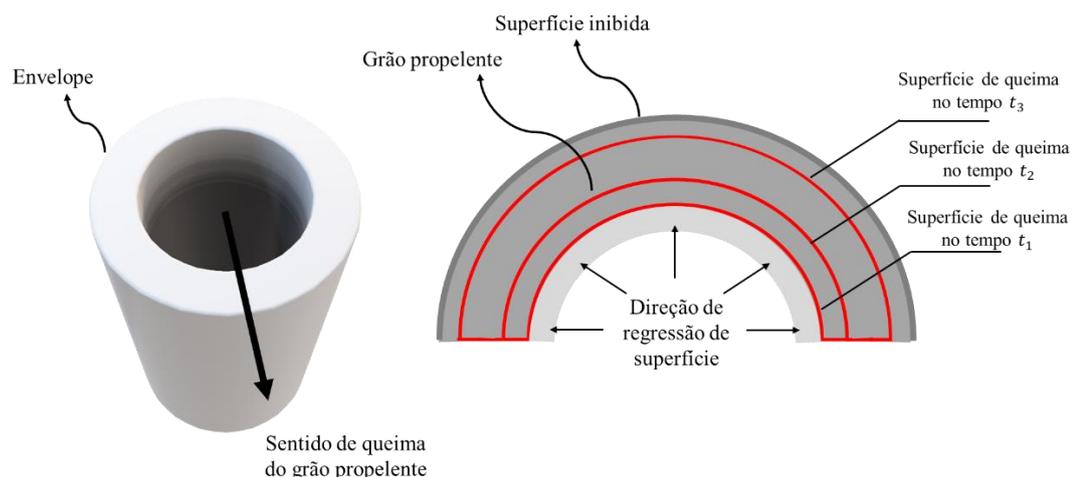
5. Alta densidade;
6. Qualidades de ignição perceptíveis e reproduzíveis;
7. Características viáveis de envelhecimento e longa vida;
8. Pouca absorção de umidade;
9. Baixa periculosidade na produção;
10. Disponibilidade dos componentes de produção, operação e tempo do propelente. Além disso, bom controle de impurezas;
11. Técnicas de baixo risco, as que apresentam aplicações anteriores favoráveis;
12. Gases de exaustão não tóxicos;

Antes da escolha do propelente, devem-se fazer algumas observações genéricas que influenciarão no dimensionamento.

2.7.1. TAXA DE QUEIMA

“A superfície de queima de um grão propelente de foguete reduz numa direção perpendicular a essa própria superfície. A taxa de regressão, normalmente medida em polegadas por segundo (ou mm por segundo), é denominada taxa de queima (ou taxa de queima).” (Richard Nakka’s Experimental Rocketry Web Site)

Figura 22 – Ilustração do sentido de regressão da superfície de queima



Fonte: Própria

Uma demonstração do entendimento de regressão em uma superfície em combustão é dada na figura acima. Para uma seção de um grão em formato de cilindro cuja estrutura é oca, apresentando uma superfície externa inibida, ou seja, protegida contra o calor, a queima

começa ao longo do comprimento do núcleo central, com a superfície de combustão recuando radialmente para fora (mostrada em tempos arbitrários t_1 , t_2 , t_3). Assim, a partir de observações, a área da superfície em combustão (simbolizado pelo comprimento do arco das linhas vermelhas na ilustração) está aumentando continuamente. Observe também que a taxa de taxa de queima não é constante.

A taxa de queima do propelente é influenciada por certos fatores, os mais significativos são:

1. Pressão da câmara de combustão;
2. Temperatura inicial do grão propelente;
3. Velocidade dos gases de combustão fluindo paralelamente à superfície de queima;
4. Pressão estática local;
5. Aceleração e giro do motor.

2.7.1.1. DETERMINAÇÃO DA TAXA DE QUEIMA A PARTIR DE UM TRAÇO DE PRESSÃO-TEMPO

Segundo Richard Nakka's Experimental Rocketry Web Site:

“A taxa de queima instantânea de um propelente pode ser estimada a partir do traço de pressão-tempo obtido a partir de um disparo do motor de foguete. Este método baseia-se no conhecimento de que a pressão da câmara motora e a taxa de queima estão diretamente relacionadas em termos de K_n , c^* e da densidade do propulsor. O coeficiente da taxa de queima e o expoente de pressão também podem ser estimados por este método”.

A pressão da câmara de estado estacionário pode ser expressa em termos das propriedades propulsoras, K_n e taxa de queima:

$$P_0 = K_n \rho_p (c^*) r \quad (2.90)$$

onde K_n é o klemmung, ρ_p é a densidade de massa do propelente, c^* é a velocidade característica do propulsor, e r é a taxa de queima. O estado estacionário implica que o motor está operando sob a condição de esguicho do esguicho, pelo que qualquer variação de pressão na câmara é devida unicamente à geometria do grão e exclui as fases de operação de "acumulação de pressão" ou "corte".

O klemmung e a taxa de queima podem ser expressas como:

$$k_n = \frac{A_b}{A_t} = \frac{\Delta s}{\Delta t} = a p_c^n \quad (2.91)$$

em que A_b é a área de queima do grão e A_t é a área de secção transversal na garganta, Δs é a superfície de regressão (profundidade queimada) no passo de tempo incremental Δt , p_c é a pressão da câmara e n é o expoente de pressão ou índice de combustão.

A equação da pressão da câmara pode ser rearranjada como segue:

$$\Delta s - \left(\frac{A_t}{A_b} * \frac{P_0}{\rho_p c^*} \right) \Delta t = 0 \quad (2.92)$$

A área da garganta é assumida constante, assim como c^* e ρ_p .

A pressão da câmara em função do tempo é o traçado experimentalmente obtido por pressão-tempo, onde P_0 é conhecido após cada intervalo de tempo de Δt . As equações para calcular a área de queima em função da regressão de superfície, em termos de geometria inicial de grãos, são explicadas no próximo tópico.

A velocidade característica, c^* , também é obtida a partir do traço tempo-pressão, dado pelo integral de tempo da pressão da câmara sobre a queima, multiplicado pelo coeficiente mostrado:

A velocidade característica, c^* , também é obtida a partir do traço tempo-pressão, dado pelo integral de tempo da pressão da câmara sobre a queima, multiplicado pelo coeficiente mostrado:

$$c^* = \frac{A_t}{m_p} \int_0^{t_b} P(t) dt \quad (2.93)$$

onde m_p é a massa total do propelente (para unidades inglesas, massa = peso dividido pela constante de gravidade, g). A integral de pressão pode ser encontrada simplesmente tomando a soma dos valores de pressão fatorados pelo intervalo de tempo:

$$\int_0^{t_b} P(t) dt = \sum_i P_i \Delta t \quad (2.94)$$

Para resolver EQN.5, só é necessário determinar D_s de forma que a equação seja satisfeita (a cada intervalo de tempo de Δt). A regressão de superfície, s , como uma função do tempo é consequentemente obtida em cada intervalo de tempo, onde a condição inicial é $s = 0$ assim em $t = 0$. A taxa de queima é então encontrada, a cada intervalo de tempo, a partir de EQN.3.

2.7.2. ÁREA DA QUEIMA EM FUNÇÃO DA REGRESSÃO DE SUPERFÍCIE

Para um grão BATES, a área de queima, A_b , em função da regressão de superfície, s , é dada por:

$$A_b = \pi N \left\{ \frac{1}{2} [D^2 - (d_o + 2s)^2] + (L_o - 2s)(d_o + 2s) \right\} \quad (2.95)$$

onde N = número de segmentos propulsores, D = diâmetro externo do segmento, d_o = diâmetro inicial do núcleo do segmento, L_o = comprimento inicial do segmento

Para um grão cilíndrico oco com extremidades somente inibidas, a área de queima é constante, e é dada por

$$A_b = \pi L(D + d) \quad (2.96)$$

com dimensões iniciais: D = diâmetro externo do grão, d = diâmetro do núcleo do grão, L = comprimento do grão

Para um grão cilíndrico oco com queima irrestrita, a área de queima, A_b , em função da regressão de superfície, s, é dada por:

$$A_b = \pi \left\{ \frac{1}{2} [(D_o - 2s)^2 - (d_o + 2s)^2] + (L_o - 2s)[(D_o - 2s) + (d_o + 2s)] \right\} \quad (2.97)$$

onde D_o = diâmetro externo inicial do grão; d_o = diâmetro inicial do núcleo do grão; L_o = comprimento inicial do grão

2.7.3. PARÂMETROS DE DIMENSIONAMENTO DO GRÃO PROPELENTE

Todos os parâmetros geométricos podem ser definidos a partir da definição de todas as dimensões do envelope motor.

Para determinação dos parâmetros geométricos do grão, deve-se partir do princípio que a queima sempre ocorre com disposição normal à face do grão. Logo, uma das bases que se considerar é que a geometria se torna um fator decisivo para todas as propriedades de queima do grão.

O diâmetro externo do grão é definido em função do diâmetro interno do envelope motor:

$$D_{i_{\text{grão}}} = D_{i_{\text{câmara}}} - 2(e_{\text{prot.térmica}} + e_{\text{inibidor}}) \quad (2.98)$$

O comprimento do grão é equivalente ao comprimento útil da câmara, caso não seja utilizado um modelo segmentado. A utilização da configuração segmentada tornou-se habitual entre motores com relação comprimento/ diâmetro [L/D] de envelopes muito altas, impedindo uma queima erosiva, que poderia degradar o interior do grão sólido, ampliando o fluxo de massa e, assim, o empuxo e a pressão nos instantes iniciais de queima. Relaciona-se a uma

repartição de forma igual do comprimento total em comprimentos menores. Assim, o comprimento do grão pode ser dado por:

$$L_{gr\tilde{a}o} = \frac{L_{c\tilde{a}mara}}{N} \quad (2.99)$$

Temos que N é quantidade de segmentos a serem utilizados no motor.

2.7.3.1. FORMATO INTERNO E INIBIÇÃO DO GRÃO

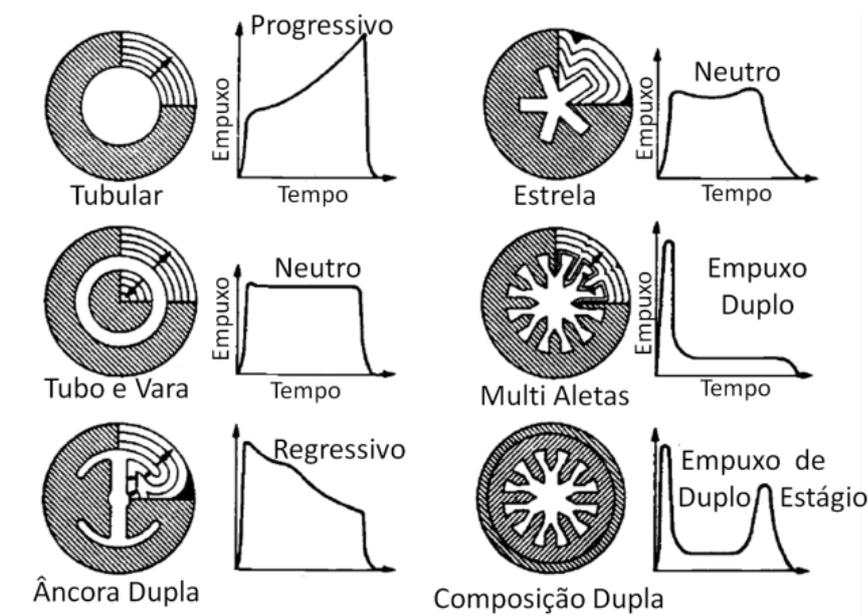
Esses dois fatores são acoplados à produção propelente somente após o término da definição das dimensões que esse grão propelente terá.

O formato interno do grão afeta diretamente a área de queima exposta e, com isso, diretamente o empuxo e pressão gerados. Esse formato interno foi definido para manter a queima do propelente uniforme. Se caso o propelente não for oco, além da não uniformidade na queima, será muito provável a danificação da estrutura do envelope, devido as reações que ocorrerão no interior do motor.

Os formatos mais utilizados são aqueles que apresentam estrutura mais resistente e, assim, menor probabilidade de trincas e falhas, não forme resíduos excessivos, além da simplicidade na manufatura.

De acordo com Sutton (2017) as configurações de propelente mais utilizadas são: tubulares, multi aletas (*finocyl*), estrela e tubos segmentados.

Figura 23 – Ilustração dos modelos de fabricação dos motores e respectivas curvas empuxo de cada um



Fonte: Sutton, 2017

Assim, os parâmetros estruturais mais significativos do grão propelente são:

1. Diâmetro Externo
2. Número de Segmentos
3. Comprimento de Semento
4. Geometria interna
5. Dimensão Interna
6. Faces Inibidas

2.7.4. SELEÇÃO DO PROPELENTE

Sendo um ponto mais importantes, a escolha do propelente é decisiva em relação à performance do motor. Cada propelente apresentará uma variável chamada razão de mistura (combustível/ oxidante). Porém, haverá ou não demais aditivos.

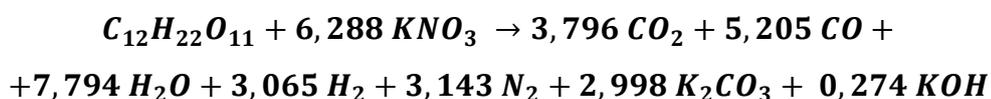
A escolha dos ingredientes que o propelente terá e as proporções de cada um deles são peças chave para realização do projeto, logo após a definição da faixa de I_s em que o motor irá operar.

Como se isso não bastasse, a taxa de queima (com f=definições explicadas anteriormente) varia de propelente para propelente, sofrendo também variações com modificações de pressão e temperatura. A alteração é constituída apenas experimentalmente, mas existem equivalências obtidas através de equações exponenciais, uma delas descrita na equação (2.91).

2.7.5. KNSU

O KNSU é um tipo de propelente mais comum utilizado entre fogueteiros do mundo todo. Sua utilização em larga escala se dá pela praticidade na produção grão propelente, pela grande disponibilidade dos ingredientes no mercado e pelo baixo custo na manufatura da substância.

O propelente é composto principalmente por nitrato de potássio (KNO_3) e sacarose ($C_{12}H_{22}O_{11}$). A razão de mistura combustível oxidante é de 65/35. A equação estequiométrica é definida abaixo:



Existem dois tipos de processo de fabricação de nitrato de potássio: prensado e fundido. O mais utilizado é o prensado devido a simplicidade no processo e na questão de equipamentos, pois para a fundição da substância necessitaria de equipamentos mais sofisticados. Porém, o desempenho do propelente melhor quando se funde os ingredientes, todavia a periculosidade de produção é maior.

Figura 24 – Amostras de cozimento de 1 a 18 minutos após a cura



Fonte: RIBEIRO 2015

Como a reação da substância é de combustão, no produto há a presença de dióxido de carbono e água além e outras substâncias

Tabela 9 – Indicação das substâncias presentes na combustão do KNSU

<i>Substância</i>	<i>Estado da Matéria</i>	<i>Fórmula</i>
Sacarose	Sólido	$C_{12}H_{22}O_{11}$
Nitrato de potássio	Sólido	KNO_3
Dióxido de carbono	Gás	CO_2
Monóxido de carbono	Gás	CO
Vapor	Gás	H_2O
Hidrogênio	Gás	H_2
Nitrogênio	Gás	N_2
Carbonato de potássio	Líquido	K_2CO_3
Hidróxido de potássio	Gás	KOH

Fonte: Richard Nakka's Experimental Rocketry Web Site

Tabela 10– Características do propelente KNSU

<i>Parâmetro</i>	<i>Valor</i>	<i>Unidade</i>
Impulso específico, ideal - I_s	166	S
Impulso específico, típico - I_s	130	S
Velocidade característica de exaustão, teórica – C*	3106	Ft/s
Temperatura de combustão, teórica (1000psia)	1447 (1720)	C (K)
Temperatura de combustão, medida (1000psia)	1350	C
Densidade, ideal	1,89	g/cm³
Densidade (típica)	1,80	g/cm³
Fração de massa de condensado dos produtos - X	0,424	-
Taxa de calor específica, fluxo bifásico - k	1,044	-
Taxa de calor específica, estático – k	1,133	-
Massa molecular efetiva dos produtos de exaustão – M	41,98	g/mole
Expoente de pressão de taxa de queima, vertente - n	0,319	-
Expoente de pressão de taxa de queima, erosiva - n	0,323	-
Taxa de queima, constante – a	0,0665	-
Taxa de queima, 1atm - r_0	0,156	in/s
Taxa de queima 1000 psia - r	0,602	in/s
Temperatura de auto-ignição T_{cr}	>300	C

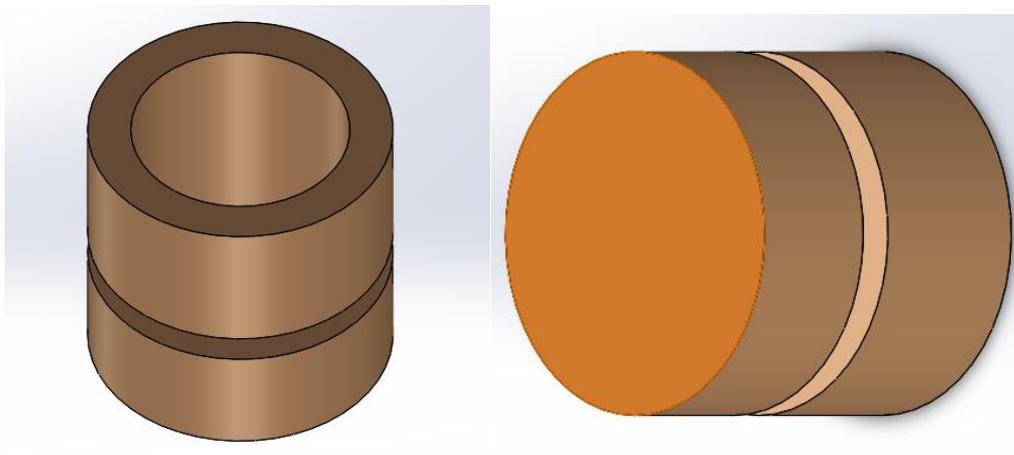
Fonte: Richard Nakka's Experimental Rocketry Web Site

2.8. TAMPO (BULKHEAD)

O tampo, como foi explicado anteriormente, é um elemento do motor que serve para vedar o sistema e manter a pressão no interior da carcaça e também um elemento de colocação do propelente durante a prensagem.

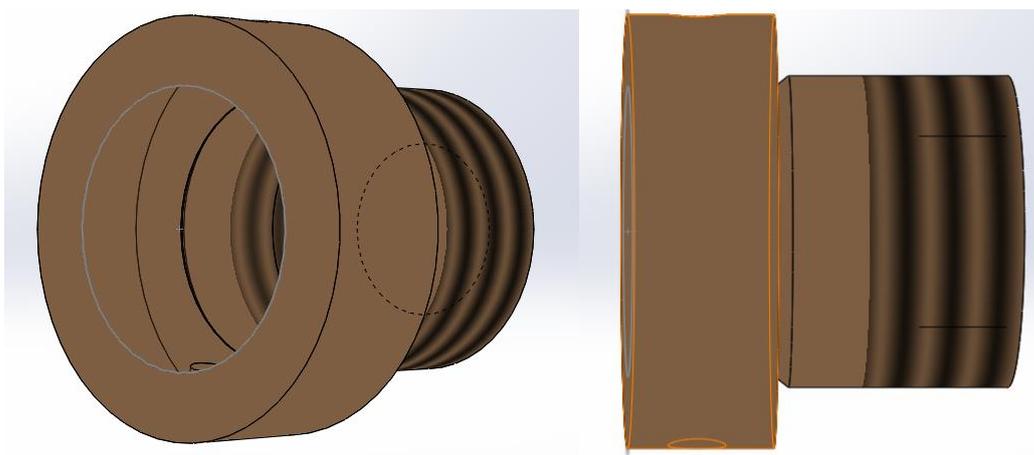
O dimensionamento do tampo é consequência do dimensionamento da carcaça, então sua configuração também será. Existem tampos no tipo rosqueado, parafusado e por anéis de retenção.

Figura 25 – Representações de Bulkhead por uniões anéis de retenção



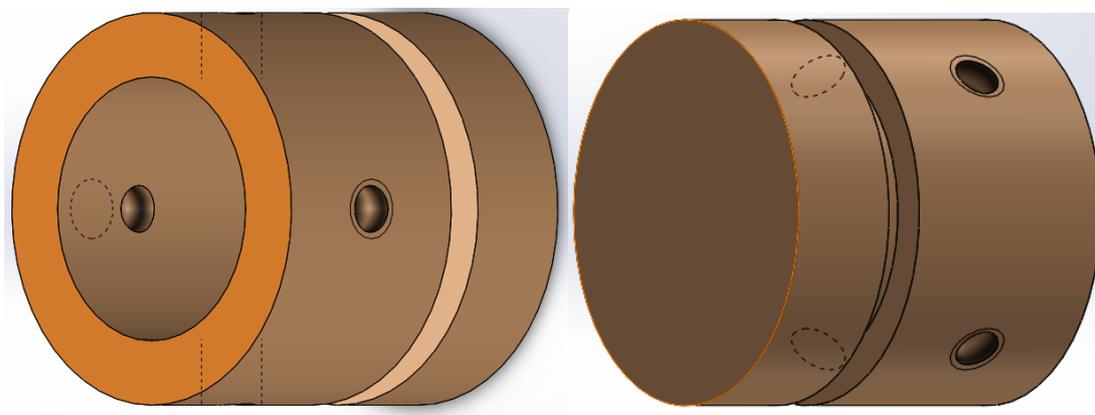
Fonte: própria

Figura 26 – Representações de bulkhead por uniões rosqueadas



Fonte: própria

Figura 27 – Representações de bulkhead de uniões por parafuso



Fonte: própria

2.9. TABELA SRM

Desenvolvida por Richard Nakka, essa planilha foi criada com intuito tornar mais prático o trabalho de um projetista de motores na produção do protótipo. Esse documento fornece vários parâmetros a partir de parâmetros dimensionais fornecidos pelo usuário. Esses parâmetros são tanto parâmetros mecânicos quanto termodinâmicos.

A planilha (constando no Anexo A) em si tem um grau de complexidade não tão alto. Apesar dos dados de retorno serem a partir de dados de entrada, tais dados de entrada muitas vezes precisam de um cálculo prévio, alguns com cálculos básicos e simplórios.

O preenchimento da planilha se dá em células onde os dados estão em azul, os dados em preto são os dados de retorno. Algumas imagens servem para ilustrar e auxiliar ao usuário a entender do que se trata tal parâmetro pedido ou gerado automaticamente no documento.

2.10. GDL PROPEP

Concentrado diretamente no propelente, esse aplicativo tem a função de fornecer parâmetros do propelente a ser produzidos para fins de conhecimentos e uso em cálculos em que se necessitam tais variáveis.

Para obtenção de resultados, necessita-se dos componentes do propelente. Também são necessários dados de temperatura, velocidade característica c^* , razão dos calores específicos k , número de Mach na câmara M . Além disso, são necessários: o Impulso específico I_s , velocidade efetiva de exaustão c , taxa de expansão da área do bocal $\left[\frac{A_x}{A_t}\right]$.

Após a execução do programa, alguns dados serão fornecidos através de um arquivo texto com vários parâmetros para auxílio nos cálculos, todos mostrados no Anexo B.

2.11. SEGURANÇA NA FABRICAÇÃO E MANIPULAÇÃO DE MOTORES FOGUETES

Qualquer procedimento há a necessita de avaliar o grau de periculosidade da atividade a ser realizada. Não sendo diferente aos motores foguete, dependendo do processo a ser realizado necessita-se de cuidados extremos para evitar acidentes.

Durante a fabricação dos elementos que compõe o motor foguete, usar o equipamento de proteção individual (EPI) adequado assim como os instrumentos indicados para o procedimento se fazem obrigatórios.

Em casos de processos de soldagem, uma pessoa treinada para o processo deverá realizá-lo, não deixando de utilizar os EPIs específicos para o procedimento.

Durante o preparo e carregamento do propelente, deve-se atentar a questão do local onde está sendo realizado, devendo ser seco, arejado e de preferência, quando for fazer os testes, que seja em local aberto e o mínimo de pessoas possíveis.

Inúmeros acidentes já ocorreram, incluindo no Brasil, durante manuseamento e testes de propelentes. Desse modo, o carregamento a frio de KNSU foi desenvolvido com intuito de reduzir a periculosidade durante o preparo do propelente, pois é o momento em que estamos mais expostos e a possibilidade de acidentes é maior que quando for ser realizado um teste estático ou até mesmo um lançamento.

3. METODOLOGIA

3.1. MÉTODO

Adota-se neste processo o método dedutivo que parte de uma observação geral para o particular.

Conforme Lakatos e Marconi, (2007, p. 44) “Método é o caminho pelo qual se chega a determinado resultado ainda que esse caminho não tenha sido fixado de antemão de modo refletido e deliberado”.

Conforme Andrade, (2006, p.131), “Método Dedutivo é o caminho das consequências, pois uma cadeia de raciocínio em conexão descendente, isto é, do geral para o particular, leva à conclusão”. Segundo esse método, partindo-se de teorias e leis gerais, pode-se chegar à determinação ou previsão de fenômenos particulares.

Primeiramente, para este estudo, foi vista a teoria indispensável para a produção da metodologia de produção dos motores foguete, com a finalidade de tornar mais acessível e elementar o método utilizado hoje por fogueteiros.

Foi explanado, no referencial teórico, sobre todas as variáveis (termodinâmicas e mecânicas) envolvidas no fluxo do gás que impulsiona o foguete. Aplicando as equações para obtenção dos parâmetros que cada uma delas gera, podemos encontrar as dimensões mais apropriadas dos motores foguete, a partir da relação com esses parâmetros.

3.2. TÉCNICAS

Conforme Andrade, (2006, p. 135) “as técnicas de pesquisa acham-se relacionadas com a coleta de dados, ou seja, a parte prática da pesquisa.”.

Conforme Andrade, (2006, p. 135) “Técnicas são conjuntos de normas usadas especificamente em cada área das ciências, podendo-se afirmar que a técnica é a instrumentação específica da coleta de dados”.

“Conforme Lakatos e Marconi (2006, p.185)” A pesquisa bibliográfica, ou de fonte secundária, abrange toda bibliografia já tornada pública em relação ao tema de estudo, desde publicação avulsa, boletins, jornais, revistas, livros, pesquisas, monografias, teses, material cartográfico, meios de comunicação orais.

Ao longo do embasamento teórico, foram descritas e formuladas, a partir de equações elementares, todas as variáveis para obtenção de cada dimensão do motor foguete. Vê-se isso, principalmente, ao aplicar os conhecimentos de escoamentos de fluidos compressíveis no fluxo para o analisar e como o ele pode ser influenciado a cada mudança de dimensão do motor e, a partir dos pré-requisitos do fluxo ideal, indicar qual a melhor dimensão para que não se prejudique esse fluxo.

Com a compreensão de todos os conceitos básicos descritos nas literaturas – Sutton (2017), Kubota (2015) por exemplo –, recebeu-se incentivo suficiente para prosseguimento do trabalho.

3.3. PROCEDIMENTOS

Conforme Lakatos e Marconi, (2007, p.223)” Procedimentos constituem etapas mais concretas da investigação, com finalidade mais restrita em termos de explicação geral dos fenômenos menos abstrato. Pressupõem uma atitude concreta em relação ao fenômeno e estão limitadas a um domínio particular. Nas ciências sociais os principais métodos de procedimentos são: históricos, comparativos, monográficos ou estudo de caso estatístico, tipológicos funcionalista, estruturalista.”.

Conforme Andrade, (2006, p. 135) “Consiste no estudo de indivíduos, profissões, condições, instituições grupos ou comunidade com finalidade de obter generalizações.”.

Este trabalho é também caracterizado por ser um modelo monográfico. Segundo Gil, o modelo monográfico tem como princípio de que o estudo de um caso em profundidade pode ser considerado representativo de muitos outros ou mesmo de todos os casos semelhantes.

A fim de se obter um procedimento confiável, foi analisado através de diversas literaturas um padrão para montagem e teste dos motores foguetes, avaliando todos os parâmetros correlacionados, tais como (pressão, temperatura, velocidade e empuxo).

4. RECURSOS

A priori, devido a pesquisa até então ser somente bibliográfica, são utilizados poucos materiais, tais como papéis A4, tintas de cartuchos, marcadores de textos. Eles são apenas para auxiliar na leitura e compreensão do tema.

4.1. RECURSOS MATERIAIS

DESCRIÇÃO	QUANTIDADES
Cartucho Preto e Branco (Novo)	02
Cartucho Colorido (Novo)	01
Papel A4 (Resma)	01
Marcador de Texto	01
Borracha	01
Lapiseira	01
Caderno	01

4.2. RECURSOS FINANCEIROS

Importância	Finalidade
R\$ 245,00	Material de consumo.
R\$ 20,00	Reprografia.
R\$ 265,00	TOTAL

6. ANÁLISE E INTERPRETAÇÃO DE RESULTADOS

Através de análises bibliográficas, pôde-se buscar respostas aos objetivos propostos para realização da pesquisa, com intuito de melhorar o que já está disposto ao público acadêmico, além de ferramentas como Ishicawa descrito no Apêndice A. Assim, nesta seção serão discutidas as variáveis presentes no fluxo do propelente, a importância do bom dimensionamento do motor foguete juntamente com o script de dimensionamento do motor-foguete

6.1. VARIÁVEIS PRESENTES NO FLUXO DO PROPELENTE

As variáveis atuantes no fluxo do propelente serão parâmetros que se relacionam entre si e, por vezes, relacionadas também com o dimensionamento do recinto a qual estão submetidas.

Para motores foguetes a propelente sólido, devemos considerar que o fluxo dos gases gerados pela queima do propelente apresentará três estágios: subsônico, sônico e supersônico.

Nos três estágios, os parâmetros se alteram a fim de tornar mais rápido o protótipo como um todo.

Existem pontos que não ocorrem troca de calor, juntamente com os efeitos dissipativos meramente pequenos, chamados pontos de estagnação. Nesses pontos, temperatura de estagnação T_0 , pressão de estagnação p_0 e densidade de estagnação ρ_0 fazem-se presentes. Todas essas variáveis estarão relacionadas com a taxa específica de calor e o número de Mach, grandeza unidimensional a qual mede a velocidade em relação a velocidade do som. Tal grandeza é um dos principais parâmetros de análises do fluxo, pois ele é ponto chave na aprovação dos fatores dimensionais e químicos que o motor foguete terá.

Geralmente, os pontos de estagnação estarão muito presentes no interior da câmara, onde não há quase movimentação do fluxo.

A força empuxo é outra variável relacionada diretamente ao fluxo, pois é a medida de intensidade dele. Dependente de variáveis como a área de saída da tubeira A_2 , é uma variável relacionada diretamente com as dimensões do motor justamente por isso. Há também uma variável que, por atuar como análise de desempenho do projeto dos diferentes sistemas químicos de propulsão de foguetes, é uma peça chave a ser considerada, chamada velocidade característica c^* , sendo dependente também de alguns parâmetros de dimensionamento, tais como a área de entrada na seção convergente.

A velocidade de saída é parâmetro elementar em um escoamento, pois dela podemos analisar grandezas importantes tais como o número de Mach M . Ela é dependente diretamente da variação de entalpia $h_1 - h_2$, e quando modificada, a fórmula estará dependente das pressões p_1 e p_2 e a taxa de calor k .

Diretamente nos bocais, o fluxo poderá ser analisado por relações, a primeira delas são as pressões da garganta p_t e a pressão na entrada da seção convergente p_1 , a segunda é a velocidade no estrangulamento V_t e a velocidade de entrada, a terceira é a temperatura no estrangulamento T_t e a temperatura na entrada da seção convergente T_1 , todas diretamente dependentes da taxa de calor k .

6.2. SCRIPT PARA DIMENSIONAMENTO DO MOTOR FOGUETE

A idealização desse procedimento se deu com base em passos para produção de todos os protótipos, além da utilização de fluxogramas de auxílio na explicação do processo. Para o envelope motor, o fluxograma consta no Apêndice B. Para a tubeira, o fluxograma consta no Apêndice C. Para o grão propelente, o fluxograma consta no Apêndice D.

6.2.1. ENVELOPE-MOTOR

- Passo 1: Escolha do material que constituirá o envelope motor

Primeiramente, devemos selecionar o material cuja peça será constituída. Para a escolha do material devemos seguir os seis pontos para seleção do material mais viável no caso a ser idealizado.

Sabe-se que para a escolha do material vai depender muito das condições de uso da peça final. De acordo com a escolha das dimensões desse envelope, pode-se decidir que material utilizar. Para dimensões menores, a utilização de papel ou PVC são as mais indicadas para evitar altos custos na produção desse motor. Porém, os motores só serão utilizados uma vez a cada teste ou lançamento.

Para dimensões maiores, o uso de materiais metálicos de baixo densidade e alta resistência a temperatura são os mais indicados. Em contrapartida, para testes pode-se optar pelo uso de fibras de acrílico.

- Passo 2: Escolha o tipo estrutural que será constituído o motor

Como explanado, existem quatro modelos estruturais conhecidos para fabricação dos motores foguete. São eles: envelope unido por meio de uniões rosqueadas, envelope unido por meio de anéis de retenção, envelope unido por meio de parafusos sujeitos o cisalhamento e envelope unido por meio de soldas.

A escolha do modelo correto ocorrerá de acordo com a análise das vantagens e desvantagens de cada tipo ao passo que é visado as características finais do projeto. Por exemplo, se o propelente atinge uma temperatura maior em relação a outros, deve-se escolher um modelo em que é protegido o sistema de vedação de forma a garantir que não ocorra nenhum vazamento durante o funcionamento do motor como um todo.

- Passo 2.1 Uniões rosqueadas

Esse tipo de união, apesar de ser mais eficiente, caracteriza-se por ser mais sofisticada devido aos critérios e aos cálculos de dimensionamento e ajustes que devem ser feitos para a fabricação dos componentes

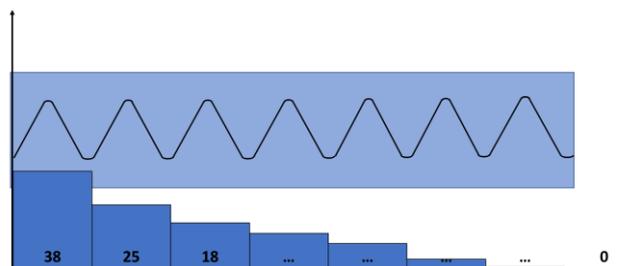
- Passo 2.1.1 Cálculo das dimensões da rosca

Com a escolha de modelo e envelope de uniões rosqueadas, deve-se partir aos cálculos de dimensionamento das roscas para assim produzir a peça com o processo de fabricação mais coerente.

Para cálculo de dimensões de roscas, usa-se as equações explanadas no tópico sobre roscas, dispostas nas equações ()

Esse passo tem suma importância, pois durante a queima do propelente as tensões atuantes na estrutura da carcaça devem estar bem distribuídas. A cada passo de rosca há uma carga da tensão resultante aplicada a essa parte da estrutura.

Figura 28 - Distribuição das cargas através de cada passo de rosca



Fonte: Própria

- Passo 2.2 Uniões parafusadas

Para as uniões parafusadas, deve-se tomar cuidado, pois dependendo do parafuso escolhido, pode ocorrer alguma falha nos testes e o foguete acabar explodindo devido a não suportar a pressão exercida justamente na área fixada o parafuso.

Recomenda-se para metais e plásticos o mesmo tipo de parafuso, o que restringe a gama de opções para escolha do elemento durante o projeto do motor foguete

Acompanha a esse sistema, são utilizadas gaxetas para assistir à vedação do envelope-motor

- Passo 2.3 Envelope unido por meio de solda

Esse tipo de configuração tem como a tubeira soldada ao envelope. Apesar de necessitar um indivíduo com altos conhecimentos para fazer esse serviço, a vantagem é que não se necessita a utilização de elementos de vedação.

A solda para esse modelo deve ser estanque. Já o parafuso a ser fixado no tampo, deve ser do tipo com encaixe de chave tipo estrela (Philips).

- Passo 3. Análise da carcaça como um vaso de pressão

Este passo serve mais como um aviso a quem está projetando um motor foguete. Isso porque a queima de um propelente desencadeia a formação de uma pressão muito alta no interior de uma carcaça (que durante a queima se torna câmara) e isso pode causar uma deformação nessa estrutura e até mesmo causar explosões bastante perigosas

- Passo 4. Plotagem das dimensões no software SRM

Após a obtenção de todas as medidas do envelope motor, coloque-as no software SRM. Basicamente o que é pedido são as dimensões de diâmetro internas e externas do envelope motor, número de segmentos que haverá esse envelope e a pressão máxima exercida na câmara.

6.2.2. TUBEIRA

- Passo 1. Selecionar o formato da tubeira e dimensionar

Como explanado anteriormente, a tubeira apresenta duas configurações principais: Formato cone e formato de sino.

Sabe-se que para foguetes menores o aconselhável é a utilização de tubeiras em formato cone, pois são mais simples de cálculo e fabricação.

Para foguetes com um pouco mais de elaboração e altitudes maiores, recomenda-se começar a adotar formatos mais aproximados aos de sino, devido à altitude que atingem

As medidas da tubeira podem ser obtidas através da planilha SRM, pois com o preenchimento dos parâmetros do envelope, desencadeiam o retorno de dados além das próprias dimensões do envelope, os ângulos dos bocais da tubeira e as dimensões que ela apresenta.

- Passo 2. Selecionar o material que constituirá a tubeira

A seleção da tubeira segue a mesma filosofia adotada em seleções de materiais para envelope.

No caso das tubeiras, há preferência no uso de materiais metálicos (lembrando-se também o envelope for confeccionado em material metálico). Geralmente, opta-se pela utilização de ligas de alumínio devido a um peso menor em relação a outros metais. Além disso, também são muito utilizados materiais constituídos de aço-carbono para fabricação, apesar de ser mais pesado em relação ao alumínio.

Existem materiais não-metálicos para fabricação de tubeiras, utilizadas principalmente quando o envelope-motor é constituído de papel, são as de cerâmica. Isso porque as cerâmicas apresentam grande resistência a altas temperaturas além de serem muito fáceis de moldar.

- Passo 3. Calcular variáveis termo estruturais

Esse passo inclui o cálculo de todas as variáveis termodinâmicas presentes durante a queima do propelente. Nele serão obtidos parâmetros fundamentais para designação de medidas relacionadas ao dimensionamento do projeto.

Poderá ser obtido a velocidade no bocal divergente [v_2] descrita pela equação 2.78b, área mínima dos bocais [ϵ] descrita pela equação 2.82, taxa de pressão da garganta [p_t/p_1] descrita pela equação 2.83, temperatura [T_t] e volume específico [V_t] na área de garganta descritas pelas equações 2.84 e 2.85 respectivamente e o fluxo de massa em qualquer seção da tubeira [m] definido pela equação 2.87.

Todos esses parâmetros são dependentes entre si e influenciam diretamente no dimensionamento que haverá no foguete.

- Passo 3. Usinagem da peça que formará os bocais do motor foguete

Bocais em formato de cone são bem mais fáceis de serem usinados, especialmente em torno mecânico, e existem formas de se usinar a partir das dimensões obtidas com os cálculos e plotagens produzidos anteriormente

- Passo 3.1. Use Blueprints

“Blueprints” são muito aconselháveis para esboço de um projeto. Isso porque você pode representar concretamente os ideais de um pensamento.

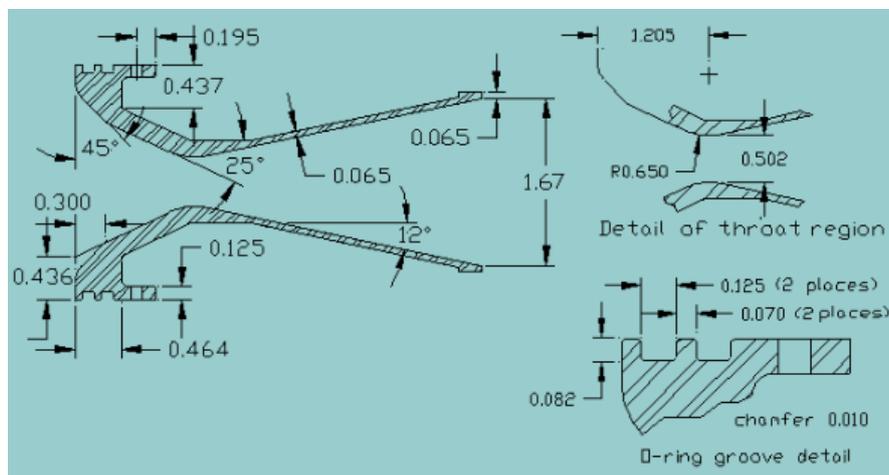
Esse método é muito comum para utilização em desenhos de bocais para que torne mais simples a visualização para produção desse protótipo, sendo que esse processo define a forma e as dimensões do bocal.

Para esse projeto, os principais parâmetros necessários para sua construção são os ângulos convergentes e divergentes e os ângulos de entrada, estrangulamento e saída. Fora isso, o perfil externo do bocal é esculpido para minimizar a massa do bocal acabado. Um bocal que não tenha um exterior esculpido funcionará quase tão bem.

Outros parâmetros também são necessários, tais como o diâmetro de conexão entre o bocal e a carcaça e as dimensões de ranhura do anel de vedação, caso haja, além das formas de fixação da carcaça ao motor (por parafusos, anéis de pressão ou roscas).

Softwares CAD (até mesmo os básicos) são ideais para produzir um desenho de bocal adequado.

Figura 29 – Esboço de um projeto feito em QuickCAD



Fonte: Richard Nakka's Experimental Rocketry Web Site

- Passo 3.2. Processos de usinagem

Seis processos envolvem o processo de torneamento quando se trata de bocais: faceamento (traçar extremidades que compõem a peça e aparar no tamanho necessário), afunilamento (primeiro processo de formação do perfil externo do cone divergente), torneamento (utilizada para reduzir o diâmetro de trabalho), mandrilhamento (molda o perfil interior do bocal), perfuração (utilizada para cortes finais e acabamento) e separação (utilizada para ciraçãod e ranhuras de o-ring ou anel de encaixe).

6.2.3. GRÃO PROPELENTE

- Passo 1. Reunir utensílios necessários para a fabricação do grão propelente, carregamento e prensagem

Para a produção do esperado grão propelente, necessitamos fazer uma reunião de utensílios que serão utilizados. Assim, evita problemas posteriores quanto à procura de materiais necessários para fabricação do grão propelente.

Para preparação do KNSU

- ✓ Planilha Excel ou ficha impressa de instruções;
- ✓ Balança de resolução menor ou igual a 1g;
- ✓ Moedores portáteis;
- ✓ Recipientes plásticos, todos rotulados para cada tipo (combustível, oxidante, KNSU);
- ✓ Colheres;
- ✓ Sacos plásticos tipo Zip Lock.

Para carregamento e prensagem

- ✓ Prensa hidráulica (capacidade mínima 3 toneladas);
- ✓ Alma (similar ao macho);
- ✓ Punção;
- ✓ Base para Alma;
- ✓ Funil;
- ✓ Colher.

- Passo 2. Preencher a planilha

A planilha tem o objetivo de listar parâmetros que auxiliarão na hora da dosagem do propelente, preenchidos manualmente, citada no Anexo C. São eles:

- ✓ Massa do propelente a carregar
- ✓ Força de prensagem
- ✓ Massa do turbo-motor
- ✓ Massa total do tubo junto com as peças de prensagem;
- ✓ Massa total após cada prensagem
- ✓ Massa final do tubo mais propelente

Após o preenchimento dessas variáveis, serão gerados vários parâmetros. São eles:

- ✓ Massa restante de propelente;
- ✓ Quantidade de prensagens e massas já carregadas;

O objetivo principal dessa ferramenta é a supervisão das etapas de prensagem, a fim de se fazer ajustes caso necessário para se adequar a projetado.

- **Passo 3. Moer os ingredientes**

A fim de se obter uma mistura homogênea, a moagem é um dos métodos mais viáveis para isso. A probabilidade da obtenção de uma combustão mais uniforme do propelente aumenta.

Riscos são reduzidos quando a moagem do oxidante (nitrato de potássio) e o combustível (sacarose).

O tempo de realização da moagem é de aproximadamente 30 segundos. Para evitar erros de despejo de ingredientes em recipientes errados, é aconselhável que apenas uma pessoa realize as operações de moagem e separação de cada recipiente.

Logo após o processo de moagem, deve-se aferir a massa para que seja o mais próximo do valor fixado por recipiente.

Despejar os ingredientes corretamente os recipientes indicados a fim de evitar mistura indevida antes da etapa.

A umidade do ambiente é um dos fatores de alteração das propriedades do propelente. O recomendável é a realização do processo simultaneamente para evitar exposição excessiva dos ingredientes: tanto do oxidante quando do combustível.

- **Passo 4. Misturar os ingredientes**

Primeiramente deve-se fixar a massa que o propelente de cada foguete deve apresentar. Em seguida deve-se incrementar um valor de 10% ao total de massa. Isso porque

há perdas durante o processo, ou seja, é uma medida de segurança para evitar irregularidades nas dosagens.

Como comentado anteriormente, para evitar mudanças nas propriedades dos ingredientes, deve-se isolá-los, sendo armazenado em sacos tipo zip lock.

Para o Oxidante (Nitrato de Potássio) é fixada uma porcentagem de 65% em relação à massa total da mistura. Para o combustível (sacarose) é fixada uma porcentagem de 35% em relação a massa da mistura.

Agitar a mistura armazenada dentro dos sacos com parte do ar atmosférico aprisionado por cerca de 15 minutos.

- Passo 5. Estocar os propelentes

Para estocagem do propelente, deve-se armazená-los em potes hermeticamente fechados e dentro de caixas de papelão, sendo estas contendo antimofa para que absorva a umidade.

- Passo 6. Carregamento e prensagem do propelente

- Passo 6.1. Com uma balança, pesar o motor e preencher os valores na planilha de controle;

- Passo 6.2. Fazer a montagem dos suportes para os procedimentos de prensagem;

- Passo 6.2.1 Montar a base da alma, alma e motor-foguete. O lado da base da alma será no sentido do bulkhead e o outro lado será disposto no sentido da tubeira;

- Passo 6.2.2 Pesar todos os materiais acoplados;

- Passo 6.2.3 Pesar esses materiais acoplados, peças de carregamento e funil;

- Passo 6.3. Coletar a quantidade total de propelente a ser prensado e dividi-la pela quantidade de prensagens a serem realizadas (massa total de propelente por prensagem μ);

- Passo 6.4. Despejar μ gramas de propelente no interior do motor;

- Passo 6.5. Por uma punção no tubo motor, já carregado na mesa da prensa;

- Passo 6.6. Carregar de forma gradual a pressão até a aproximação da tonelada definida, lembrando que pressões maiores necessitam de carregamento mais gradativo;

- Passo 6.7. Ao estabilizar, retirar o conjunto da mesa;

- Passo 6.8. Estimar a massa do tubo, alma, mais propelente sem medir;
- Passo 6.9. De acordo com o especificado de quantidade de massa do propelente, preencher com até atingi-la, repetindo os passos de 6.2.3 até o passo 6.7;
- Passo 6.10. Retirar a alma do tubo. Primeiro retire a base da alma e, assim, a ponta da alma ficará exposta, colocando a punção no lado da tubeira e levar o conjunto até a mesa da prensa;
- Passo 6.11. Ir aplicando pressão gradual até que a peça se solte do resto do conjunto. Cuidado para não aproximar demais a ponta da prensa do grão propelente. Caso aconteça, pare a operação e use um parafuso a fim de continuar a retirar a alma com intuito de não danificar o grão;
- Passo 6.12. Após todos os processos concluídos, deve-se pesar novamente o conjunto, agora com apenas o grão e a carcaça;
- Passo 7. Procedimentos após a realização da prensagem

Primeiro, deve-se averiguar se esse propelente atende aos pré-requisitos de peso tal como especificado no início do processo. Após isso, retirar todo excesso presente no sistema. Se caso a configuração da carcaça for de rosca, retirar com pincel ou escova de dente todo o excesso dos filetes da rosca. Se caso por outras configurações, retirar do mesmo modo, caso o lado seja um lado móvel.

Lembrando que, como explicado anteriormente, o grão como um todo deve estar livre de qualquer trinca a fim de evitar acidentes por explosão, deve ter uma compactação bem uniforme. Se for detectado algum tipo de problema no propelente, deve-se refazê-lo imediatamente.

Outro lembrete é em relação ao comprimento do grão propelente, pois este não poderá chegar ao nível ou do tampo ou da tubeira deverá ser reduzido para que, assim, possa ser realizada a fixação dos outros elementos do motor foguete.

É normal a fixação acima dos padrões esperados. A redução de quantidade de massa deverá ser realizada, raspando a face do propelente, até que atinja os níveis de erro esperado.

Após a averiguação de tudo e estiver de acordo com os padrões especificados, este conjunto já montado deverá ser estocado. O armazenamento acontece de forma que deverá estar em um local fechado e livre da presença de qualquer agente externo. Anti-mofo é muito apropriado também para ser utilizado no local para retirar a umidade presente.

Apesar de todas as conferências antes do armazenamento do motor, deve-se verificar novamente a massa dele antes da realização do teste estático para aferir a integridade que esse grão se dispõe.

6.2.4. TAMPO (BULKHEAD)

O dimensionamento do bulkhead é feito quase ao mesmo tempo do dimensionamento da carcaça.

- Uniões por rosca

Assim que é definido todos os parâmetros de dimensionamento da carcaça, é utilizada aplicada as mesmas regras de cálculo de rosca que foram utilizadas anteriormente, acrescentando um espaço para o acréscimo do anel o-ring.

- Uniões por parafuso

Apenas é definido qual será o diâmetro externo do tampo, que é inferior ao diâmetro interno da carcaça. Os rasgos dos parafusos serão alinhados com os rasgos do envelope motor.

- Uniões por anéis de retenção

Definido o diâmetro externo do tampo a partir do diâmetro interno do envelope motor, acrescido dos rebaxos para colocação do anel de retenção.

7. SÍNTESE CONCLUSIVA

Desse modo, constata-se que, apesar de termos literaturas que nos fornecem uma excelente base para conhecimento de estrutura e funcionamento de motores-foguete como um todo, uma linha de raciocínio sobre os procedimentos a serem seguidos na montagem desse protótipo não é bem estruturada. Esta lacuna pode gerar dúvidas para muitos, principalmente iniciantes na área. Logo, ferramentas de planejamento foram aplicadas a fim de solucionar o problema da sequência de procedimentos corretas para produção do tão esperado motor foguete.

A tabela SRM é uma ferramenta computacional que auxilia nessa montagem de foguetes. Todavia, detectou-se a carência de ferramentas que auxiliam ao usuário com intenção de ser utilizado como um passo a passo na montagem do motor foguete. Por isso, foi vista a importância da montagem de um procedimento direto e otimizado.

As obras de Sutton e Kubota são referências ao foguetemodélismo: um relacionado à estrutura dos motores e outro focado no estudo de propelentes e explosivos. Através deles, pôde-se desvendar toda a filosofia por trás dessa área que ainda cresce no Brasil. Além delas, estudos nos mais diversos centros acadêmicos espalhados pelo mundo contribuíram e muito no suporte ao desenvolvimento da pesquisa.

Para montagem de um procedimento linear, primeiramente foram selecionados os principais fatores que influenciam o fluxo do propelente, objeto importante no estudo, pois a finalidade do motor é a movimentação do foguete como um todo, sendo feito principalmente por ele. Seguido a isso, a fim de compreensão, o estudo foi dividido de acordo com os componentes do protótipo em quatro áreas: envelope-motor, tubeira, grão propelente e bulkehad (tampo).

Os objetivos do estudo e montagem de um procedimento de fácil entendimento foram atingidos. Isso porque, o entendimento do processo em si, aliado com ferramentas de planejamento, proporcionaram um entendimento e organização de forma a tornar tudo mais prático de analisar. A principal forma de deixar mais visível e simples o procedimento foi através de fluxogramas do processo.

Para continuar o aprofundamento nesse estudo, um dos objetivos é expandir o procedimento para protótipos maiores, pois existem variáveis ainda a acrescentar devido a modificação em tudo do foguete e em consequência o motor foguete. Ainda, também, montar

um programa de dimensionamento de motores foguetes a propelente sólido, gerar, a partir desse programa, um esboço das dimensões que o motor terá.

8. REFERÊNCIAS

ANDRADE, Maria Margarida de. Introdução a Metodologia do Trabalho Científico. 3ª Ed. São Paulo: Atlas, 2000. 172 p.

BIZOT, A.; BECKSTEAD, M.W., “A Model for Double-Base Propellant Combustion”, 22nd Symposium (International) on Combustion, pp. 1827-1834, The Combustion Institute, 1988.

COHEN, N.S.; LO, G.A., “Combustion Chemistry of Nitrate Ester-Based Propellants”, AIAA Paper 83-1198, June 1983; 20th JANNAF Combustion Meeting, October 1983.

DUTERQUE, J.; HOMMEL, J.; LENGELLÉ, G., “Experimental Study of Double-Base Propellants Combustion Mechanisms”, Propellants, Explosives, Pyrotechnics, Vol. 10, pp. 18-25, 1985

DUTERQUE, G. Lengellé.; TRUBERT, J.F. Energetics Department Office national d'études et de recherches aérospatiales (ONERA). France

DUTERQUE, J.; HOMMEL, J.; LENGELLÉ, G., “Experimental Study of Double-Base Propellants Combustion Mechanisms”, Propellants, Explosives, Pyrotechnics, Vol. 10, pp. 18-25, 1985.

FALCÃO, C. Projeto de Vasos de Pressão e Trocadores de calor, 2008

HILL, P.; C., Peterson. Mechanics and Thermodynamics of Propulsion. 2nd edition. New York: Addison Wesley, 1992

HUMBLE, Ronald; HENRY, Gary N.; LARSON, Wiley J. Space Propulsion Analysis and Design. New York, NY: McGraw-Hill, Inc., 2015.

ISAKOWITZ, Steven J. International Reference Guide to Space Launch Systems. Washington, D.C.: American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), 1999.

KARPOWICZ, Richard J.; BRILL, Thomas B. The beta to delta transformation of HMX- Its thermal analysis and relationship to propellants. University Of Delaware. Newark, 1892.

KUBOTA, Naminosuke. Propellants and Explosives: Thermochemical Aspects of Combustion. WILEY-VCH: Weinheim, Germany, 2015.

LAKATOS, MARCONI, 1994. Metodologia científica. 2.ed. São Paulo: Atlas, 1994.

LENGELLÉ, G., “Thermal Degradation Kinetics and Surface Pyrolysis of Polymers”, AIAA Journal, Vol. 8, n° 11, pp. 1989-1996, 1970.

MURCIA, J.O.; CERÓN, H.D.; GÓMEZ, S.A.; PACHÓN, S.N. “Diseño Conceptual, Preliminar y Análisis de la Trayectoria de Vuelo de un Cohete Sonda de Propelente Solido”. In Proceedings of the IV Congreso Internacional en Ciencia y Tecnología Aeroespacial - CICTA2012. Bogotá, Colombia.

NUSSENZVEIG, Moisés. Curso de física básica, vol. 1. 5. Ed. São Paulo, 2014.

OBBERG, Erick et al. Machinery’s Handbook, Toolbox Edition. 30th edition. Nova Iorque, 2016.

PALMERIO, Arioaldo Felix. Introdução à tecnologia de foguetes. 2. ed. São José dos Campos: Sindct, 2017.

Ross, S.L., 1984. Differential Equations. Jhon Wiley and Sons, New York, 3rd edition.

RUIZ, J.A. Metodologia científica: guia para eficiência nos estudos. 3.ed. São Paulo : Atlas, 1993.

SONG, Y.H.; BEER, J.M.; SAROFIM, A.F. “Reduction of Nitric Oxide by Coal Char at Temperatures of 1250-1750 K”, Combustion Science and Technology, Vol. 25, pp. 237-240, 1981.

SUTTON, George P. Rocket Propulsion Elements. Seventh Edition. United States of America: Wiley-Interscience Publication, 2017.

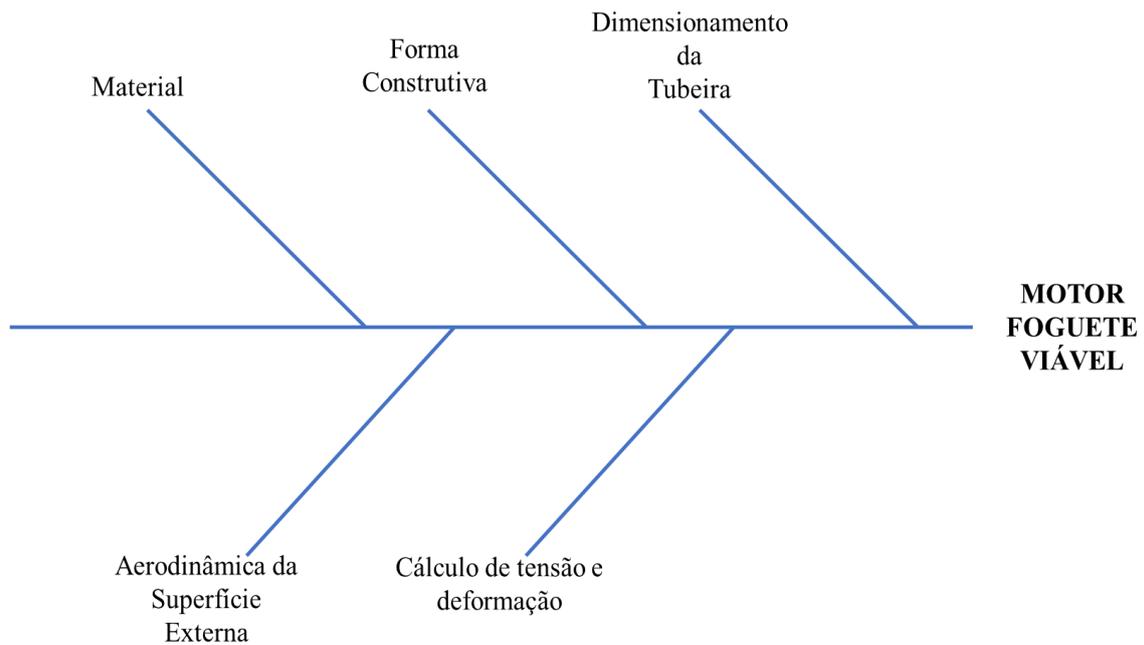
TRUVOLE, Paul C.; CHAPMAN, Robert D.; SHACKELFORD, Scott A. Kinect Deuterium Isotope Effects in the combustion of formulated Nitramine propellants. Weinheim: Velag GmbH & KGaA, 1994

WERTZ, James R.; LARSON, Wiley J. Space Mission Analysis and Design. Third edition. Dordrecht, Netherlands: Kluwer Academic Publishers, 1999.

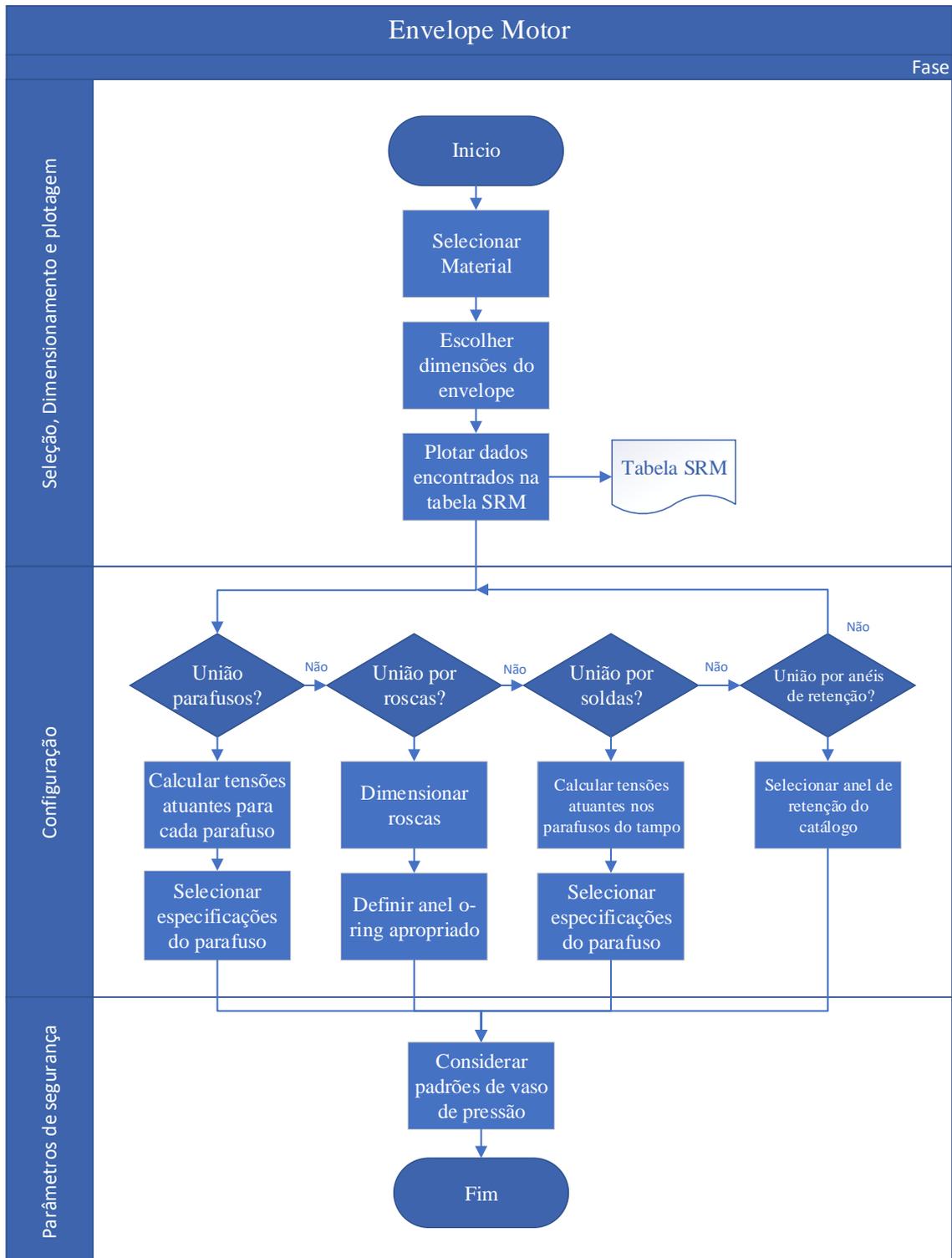
RIBEIRO, Marcos Vinicius Fernandes. Metodologia de Projeto e Validação de Motores foguete a propelente Sólido. São Carlos: USP, 2015. Dissertação de (Mestrado em Engenharia Mecânica), Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, 2015.

CONTAIFER, Ricardo Amaral. Desenvolvimento de uma bancada de testes de propulsores híbridos de baixo custo. São José dos Campos: INPE, 2009. Dissertação (Mestrado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Combustão e Propulsão). Instituto Nacional de pesquisas Espaciais, 2009.

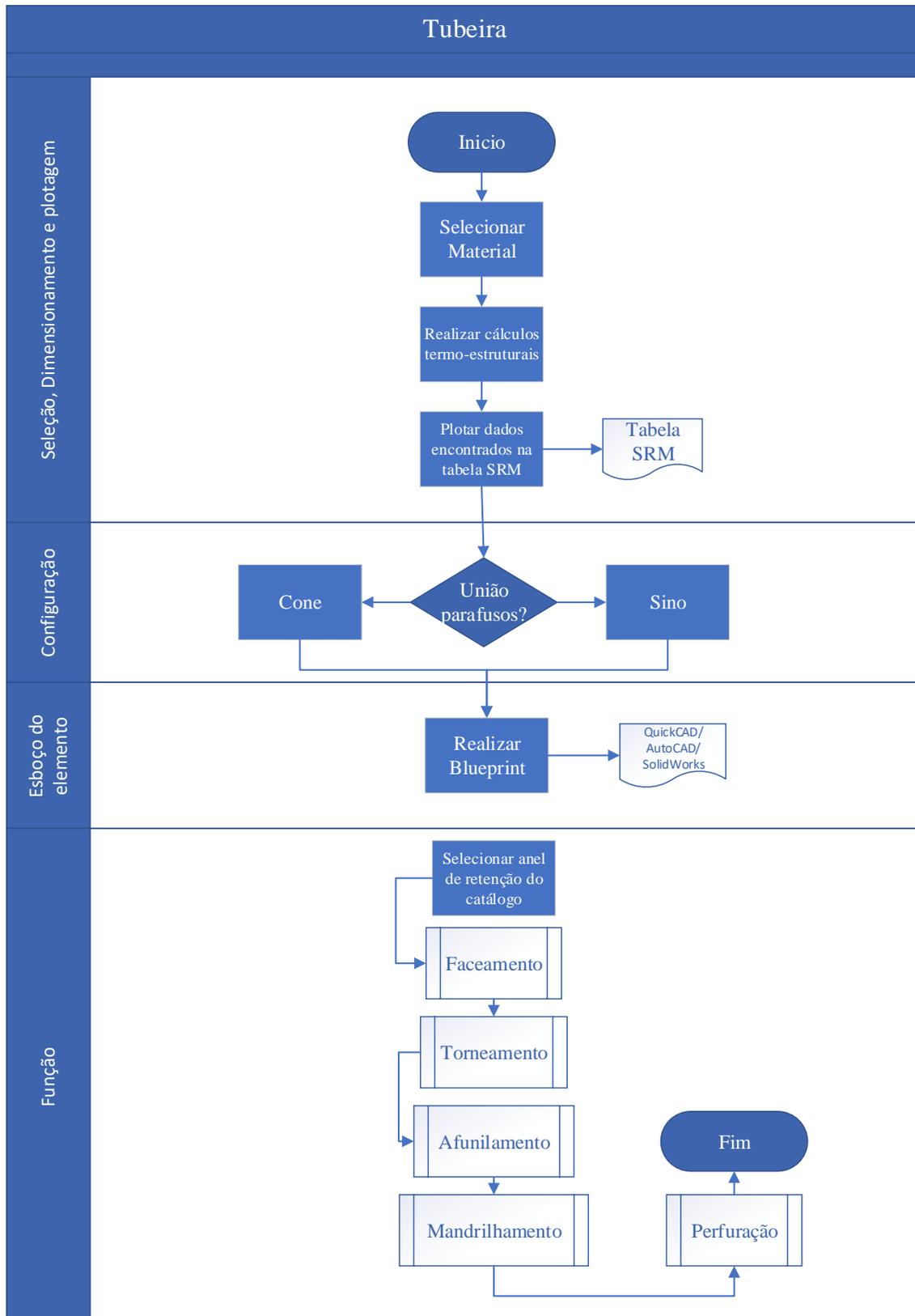
JR, Marcus Casanova Nogueira, Equipment to measure pressure and temperature inside rocket engine propelled by solid propellant In: Simpósio Internacional de Iniciação Científica e Tecnológica da USP, 22º, 2014, Escola de Engenharia de São Carlos. Anais. São Carlos: USP. 2014.

APÊNDICE**APÊNDICE A – MODELO ISHICAWA PARA MONTAGEM IDEAL DE MOTOR FOGUETE**

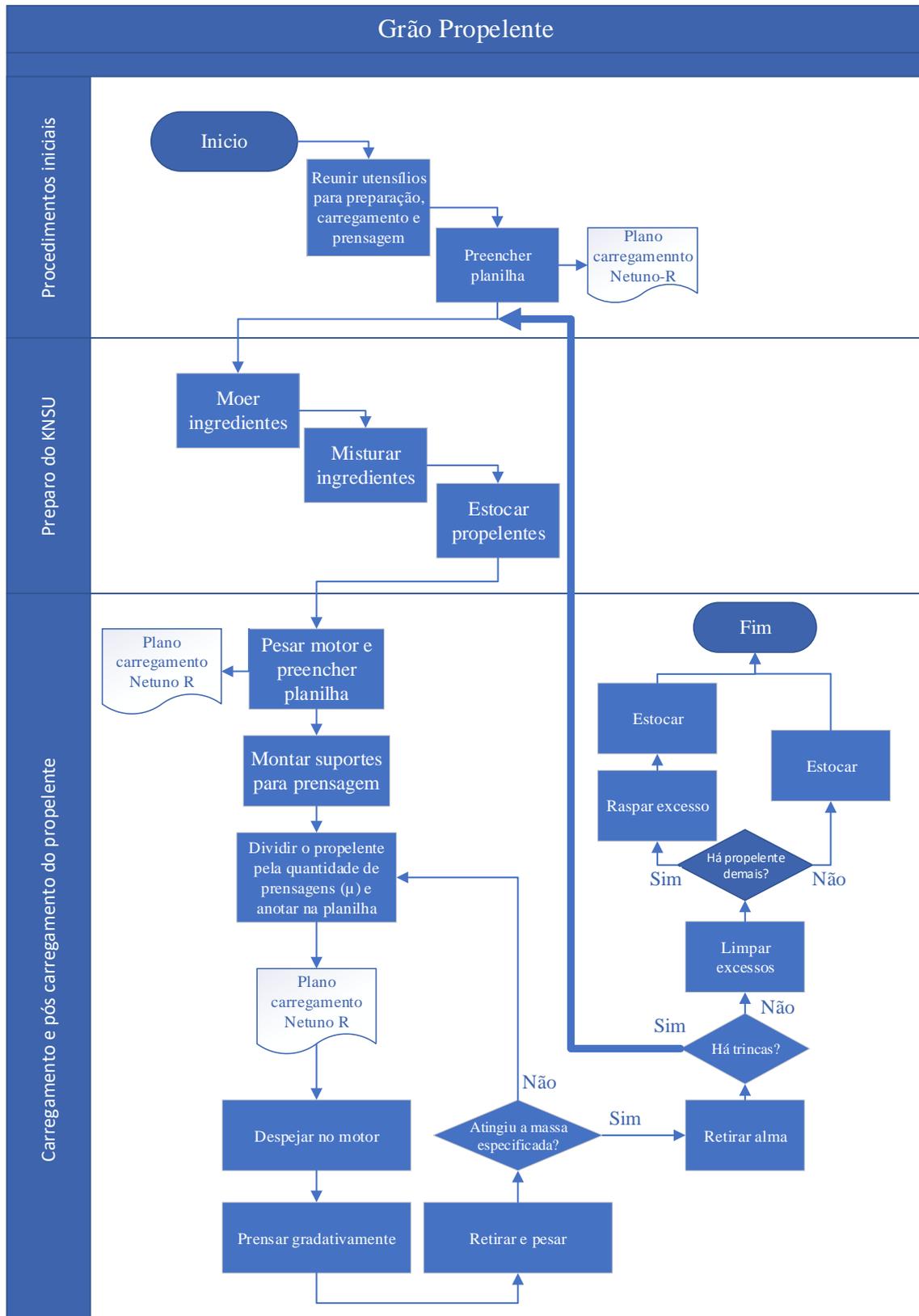
APÊNDICE B – FLUXOGRAMA DE PRODUÇÃO DO ENVELOPE MOTOR



APÊNDICE C – FLUXOGRAMA DE PRODUÇÃO DA TUBEIRA



APÊNDICE D – FLUXOGRAMA DO PREPARO DO GRÃO PROPELENTE



ANEXOS

ANEXO A – TABELA SRM

Basic Data and K_n Calculation

Title: Example Rocket Motor utilizing KNDX propellant.

Hint! To directly convert inches to mm, simply type $-25.4 * \text{number}$ where number is dimension in inches.

Motor chamber:

D_c 75 mm Chamber diameter (inside)
 L_c 470,0 mm Chamber length (inside)
 V_c 2076396 mm³ Chamber volume (empty)

Propellant grain:

Propellant type **KNDX** *subset* [See Note \(1\) below](#)

D_o 69,00 mm Outer diameter (initial)
 d_o 20 mm Core diameter (initial)
 L_o 115,00 mm Segment length (initial)
 N 4 Number of segments

Outer surface: **Inhibited** *subset*
 Core surface: **Exposed** *subset*
 Ends surface: **Exposed** *subset*

L_{g_i} 460 mm Grain length (initial)
 V_g 1575556 mm³ Grain volume (initial)
 V_l 0,753 Volumetric loading fraction

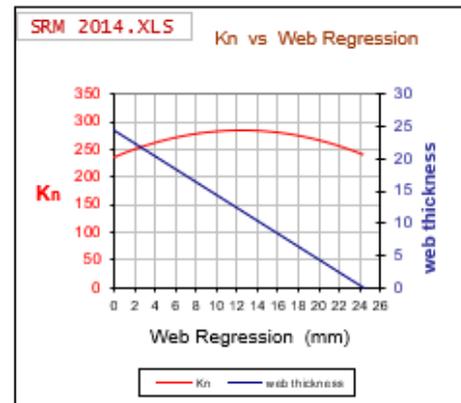
ρ^* grain 1,879 g/cm³ Grain ideal density
 ρ grain 1,785 g/cm³ Grain actual density
 m grain 2,812 kg Grain mass (initial)

$A_{b_{e_0}}$ 27401 mm² End burning area (initial)
 $A_{b_{c_0}}$ 28903 mm² Core burning area (initial)
 $A_{b_{r_0}}$ 0 mm² Outer surface burning area (initial)
 A_{b_0} 56304 mm² Total burning area (initial)

Target MEOP: **850 psi** *subset* Maximum chamber pressure (target)
 K_n max: 286 Ratio of Burning area / throat area (max)

Nozzle: A^* 238 mm² Throat cross-section area (initial)
 D_{t_0} 17,399 mm **Throat diameter** (initial)

e 0,0 mm Nozzle erosion
 D_{t_f} 17,40 mm Throat diameter (final)

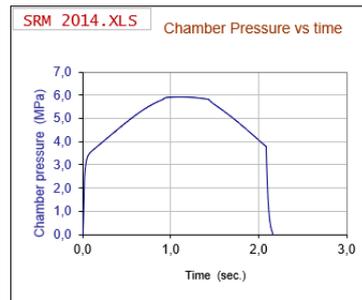


Click to solve (1)

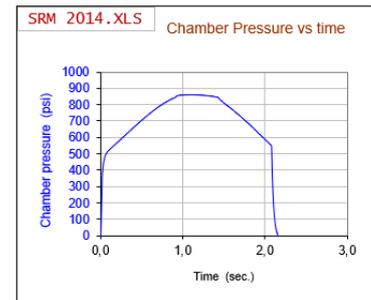
K_n max: 286
 K_n min: 237
 K_n avg: 270

Rocket Motor chamber pressure

R^* 8314 J/mol-K Universal gas constant
 M 42,39 kg/kmol Effective molecular wt. of products
 R 196,1 J/kg-K Specific gas constant
 k 1,1308 Ratio of specific heats, mixture
 η_c 0,95 Combustion efficiency
 T_o 1710 K Ideal combustion temperature
 $T_{o,act}$ 1625 K Actual chamber temperature
 P_{atm} 0,101 MPa Ambient pressure
 c^* 889 m/s Characteristic exhaust velocity
 G^* 6 Propellant erosive burning area ratio threshold
 k_v 0 Propellant erosive burning velocity coefficient



P_{max} = 5,93 MPa
 t_{burn} = 2,086 s.
 t_{thrust} = 2,158 s.

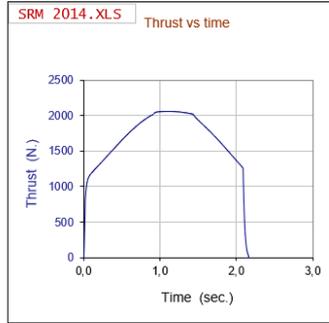


P_{max} = 860 psi
 t_{burn} = 2,086 s.
 t_{thrust} = 2,158 s.

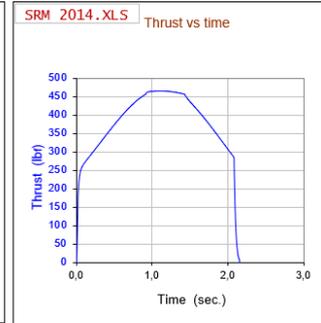
Rocket Motor Performance

k	1.043	Ratio of specific heats, 2-ph. flow
η_{noz}	0.85	Nozzle efficiency
Ae/At	8.00	Nozzle expansion ratio (initial)
Patm	0.101 MPa	Ambient pressure
At0	237.7 mm ²	Throat cross-section area (initial)
Ae	1902.0 mm ²	Nozzle exit cross-section area
Me0	2.955	Mach No. at nozzle exit (initial)
MeF	2.955	Mach No. at nozzle exit (final)
De	49.21 mm	Nozzle exit diameter
Ae/At opt	11.331	Optimum Nozzle expansion ratio at Po max
Ae/At opt	9.633	Avg. optimum nozzle expansion ratio
w f	0.721	Web fraction
Cfmax	1.437	Thrust coefficient, maximum
F max	2060 N.	Maximum thrust
I t	3602 N-sec.	Total impulse
Isp	130.6 sec.	Specific impulse, delivered
Class:	L	Motor classification

 **Solve 4**



F max = 2060 N.
F avg = 1670 N.
t thrust = 2.158 sec.



F max = 463 lbf
F avg = 375 lbf
t thrust = 2.158 sec.

ANEXO B – GDL PROPEP

Input Data		Chamber		Nozzle	
Ingredients	100 Grams	Pc (psi)	Temp (K)	Isp	
821 POTASSIUM NITRATE	65	1000	1744	153,3	
897 SUCROSE (TABLE SUGAR)	34	Pe (psi)	c* (ft/sec)	c (ft/sec)	
541 IRON OXIDE	1	14,7	2990,6	4936,26	
		Temp (K)	k	Ax/At	
		298	1,1303	10,56	
		<input checked="" type="radio"/> Frozen	M	Cf	
		<input type="radio"/> Shifting	37,928	1,65	
		Execute	Compute	Show File	

ANEXO C – PLANO DE CARREGAMENTO NETUNO-R

Relatório de carregamento de propelente LAE-GFCS/UFPR

tipo de motor	NETUNO-R-Beta		
massa de propelente a carregar (g)	145	±	1
nome do tubo-motor	R4		R4
força de prensagem (ton)	3		Lgrão
massa do tubo-motor (g)	191,07		
massa inicial do tubo e peças de prensagem (g)		L 0	
massa total após a primeira prensagem (g)		L 1	
massa total após a segunda prensagem (g)		L 2	
massa total após a terceira prensagem (g)		L 3	
massa total após a quarta prensagem (g)		L 4	
massa total após a quinta prensagem (g)		L 5	
massa final do tubo mais propelente (g)			
massa de propelente após a primeira prensagem (g)		dL 1	
massa de propelente após a segunda prensagem (g)		dL 2	
massa de propelente após a terceira prensagem (g)		dL 3	
massa de propelente após a quarta prensagem (g)		dL 4	
massa de propelente após a quinta prensagem (g)		dL 5	
quantidade de prensagens	0		
soma de propelente com todas as prensagens (g)	0	Lp	0
MASSA DE PROPELENTE A CARREGAR ainda (g)	145		
massa de propelente carregada (g)	-191,07		
comprimento total do mandril (alma) usado (mm)	249		
Data do carregamento			

M = massa (g)

dM = carga de propelente (g)

L = comprimento entre a borda do tubo-motor no lado da tubeira e o fundo com propelente (mm)

dL = camada de propelente (mm)

Lp = comprimento total do grão-propelente (mm)

Versão: 26 Jan 2019

ATENDER

MEDIR

Cálculo da planilha

Informar

Carregamento anterior foram 3 prensagens.

Usar a menor quantidade possível de etapas de prensagem.

Usar um formulário deste para cada tubo-motor a carregar.

Preparar propelente KNSu NOVO em um único dia.

Colocar a tampa de prensagem no lado de cada tubo-motor que está escrito TAMP A.

Confirmar se o número do tubo real corresponde ao que está nesta planilha.