

UNIVERSIDADE ESTADUAL DO MARANHÃO

CENTRO CIENCIAS TECNOLOGICAS

CURSO DE ENGENHARIA MECÂNICA

HELMA DE JESUS SOUSA E SILVA

**ANALISE DOS FENÔMENOS QUE ENGLOBAM O
ESPAÇOMODELISMO**

SÃO LUÍS

2017

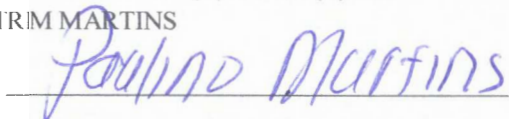
HELMA DE JESUS SOUSA E SILVA

**ANALISE DOS FENÔMENOS QUE ENGLOBALAM O
ESPAÇOMODELISMO**

Monografia de graduação apresentada ao Curso de Engenharia Mecânica da Universidade Estadual do Maranhão como parte dos requisitos exigidos para obtenção do título Bacharel em Engenharia Mecânica.

Prof. Me Paulino Cutrim Martins.

ESTE EXEMPLAR CORRESPONDE A VERSÃO FINAL DA MONOGRAFIA DEFENDIDA PELO(A) ALUNO(A) HELMA DE JESUS SOUSA E SILVA, E ORIENTADA PELO(A) PROF(A). ME. PAULINO CUTRIM MARTINS



ASSINATURA DO(A) ORIENTADOR(A)

SÃO LUÍS

2017

Silva, Helma de Jesus Sousa e.

Análise dos fenômenos físicos que englobam o espaçomodelismo / Helma de Jesus Sousa e Silva. – São Luís, 2017.
97f.

Monografia (Graduação) – Curso de Engenharia Mecânica, Universidade Estadual do Maranhão, 2017.

Orientador: Prof. Paulino Cutrim Martins.

1. Espaçomodelismo. 2. Teoria básica. 3. Propelente sólido. 4. Análise do modelo.
I. Título.

CDU 621:53

UNIVERSIDADE ESTADUAL DO MARANHÃO
CURSO DE ENGENHARIA MECÂNICA
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA E PRODUÇÃO

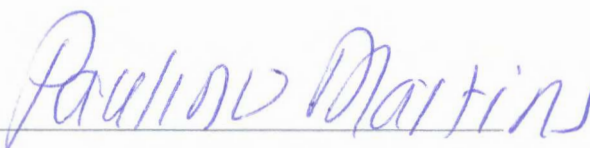
Monografia submetida como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Mecânica da Universidade Estadual do Maranhão.

ANALISE DOS FENÔMENOS QUE ENGLOBAM O
ESPAÇOMODELISMO

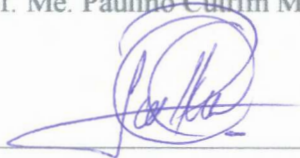
Autor: Helma de Jesus Sousa e Silva

Orientador: Prof. Me Paulino Cutrim Martins.

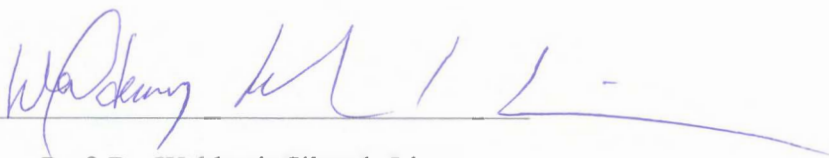
A Banca Examinadora composta pelos membros abaixo aprovou esta Dissertação:



Prof. Me. Paulino Cutrim Martins



Prof. Me. Louryval Coelho Paixão



Prof. Dr. Waldemir Silva de Lima

São Luis, 01 de Dezembro de 2017.

DEDICATÓRIA

Dedico este trabalho a minha mãe que sempre acreditou em mim e me apoiou nas escolhas que fiz em minha vida, também aos professores que me ajudaram a chegar aqui e aos amigos que me apoiaram.

AGRADECIMENTOS

Em primeiro lugar agradeço a Deus que permitiu que eu pudesse chegar até aqui, que me abençoou na minha trajetória de vida e nunca permitiu que eu caísse.

A Eva Pereira, minha mãe, que fez de tudo para que eu conseguisse adquirir conhecimento.

Ao Prof. Me. Paulino por me aceitar como orientanda.

Aos meus colegas da UEMA pelo apoio na vida acadêmica.

Aos amigos que sempre que precisei estavam de prontidão para me ajudar.

*“Ou melhora ou seu melhor é o pior de
uma vez.”*

Pedro Soares - Racionais Mc's

RESUMO

O desenvolvimento de um espaçomodelo deve ser encarado como uma oportunidade de aprimoramento de conhecimento, algo que já é bem difundido em outros países, mas deixa a desejar no Brasil, percebe-se que a maioria das fontes de pesquisa sobre este assunto são disponibilizadas em inglês. Este campo aborda assuntos de várias disciplinas da área de engenharia, tais como Dinâmica dos Fluídos, Termodinâmica, Resistência dos Materiais, e também conhecimentos na área da Química e aperfeiçoamento de modelagens em softwares, por isso torna-se uma ferramenta forte para os docentes. A missão deste trabalho é a divulgação da teoria básica sobre um protótipo de foguete a fim de estimular tanto alunos quanto professores à aplicação prática de assuntos abordados em aula, assim como também alavancar o desenvolvimento científico no Brasil. A metodologia utilizada aborda a construção do protótipo baseado em um modelo já definido por *SonicDad*, seguida pela aplicação do estudo com uma análise do motor a propelente sólido utilizando o *software CProPep 1.1*, e um estudo computacional no programa *RockSim 9*, para a análise da estrutura do corpo por completo, considerando algumas hipóteses tomadas para simplificação. Os resultados obtidos atendem o foco do trabalho, pois a simulação nos programas citados fornece dados que exemplificam exatamente o comportamento de um modelo real acarretando em um aprimoramento nos conteúdos abordados.

Palavras-chave: Espaçomodelo; Teoria básica; Propelente sólido; Análise do modelo.

ABSTRACT

The development of a model rocketry must be faced as an opportunity to Knowledge improvement, something that is already well widespread in other countries, but leaves to be desired in Brazil, it is understood that most sources of research on this subject is made available in English. This field addresses issues of various disciplines of the engineering area, such as fluid dynamics, thermodynamics, Resistance of materials, and also knowledge in the chemical area and improvement software modeling, so it becomes a strong tool for teachers. The mission of this work is the dissemination of basic theory about a prototype rocket In order to stimulate both pupils and teachers the practical application of In class, as well as leverage the scientific development in the Brazil. The methodology utilised addresses the construction of the prototype based on a model already defined by SonicDad, followed by the application of the study with an analysis of the solid propellant engine using the software CPROPEP 1.1, and a computational study in the program RockSim 9, for the analysis of the structure of the body per complete, considering some hypotheses taken for simplification. The results obtained meet the focus on the work, because the simulation in the cited programs provides data that exactly exemplifies the behavior of a real model that leads to an improvement in the content addressed.

Keywords: Model Rocketry; Basic theory; Solid propellant; Analysis of the model.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1: Espaçomodelo em lançamento.....	1
Figura 2: Partes de um foguete.	4
Figura 3: Tipo de aletas.	6
Figura 4: A-100M motor de foguete.	7
Figura 5: Seções convergente e divergente da tubeira.	8
Figura 6: Motor de foguete.....	8
Figura 7: Grão propelente.....	10
Figura 8: Empuxo x Tempo.	10
Figura 9: Grão Brates.	11
Figura 10: Combustão no motor.	13
Figura 11: Interface do GuiPep.....	14
Figura 12: Gráfico logarítimo da relação taxa de combustão e pressão de três propelentes diferentes.	15
Figura 13: Influência do Expoente de Pressão na Taxa de Combustão.	16
Figura 14: Forças que agem sobre o foguete.	18
Figura 15: Balanço das pressões na parede da câmara.....	19
Figura 16: Razão do Empuxo em função da razão de Pressão.	21
Figura 17: Forças resultantes de sustentação e arrasto.	26
Figura 18: Camada limite sobre o corpo (esquerda) e sobre a superfície (direita).	28
Figura 19: Três configurações de ângulo de ataque que interferem na magnitude das forças de arrasto e elevação.....	28
Figura 20: Fases sônicas do foguete.	29
Figura 21: Variação do coeficiente de arrasto e elevação de um míssil V-2 em função do ângulo de ataque e Número de Mach.....	30
Figura 22: Comportamento da camada limite.	31
Figura 23: Diagrama de corpo livre das forças aplicadas sobre o foguete em diferentes configurações	32
Figura 24: Centro de gravidade encontrado em programa de modelagem.	32
Figura 25: Forças sobre o protótipo, a) Com aletas, b) Sem aletas.....	34
Figura 26: Escoamento do fluido da combustão.....	35
Figura 27: Curva de pressão de um motor com área de queima constante.....	38
Figura 28: Fator de rompimento em função de β	42
Figura 29: Diagrama de corpo livre das forças que agem na seção central.....	43
Figura 30: Plano de tensões.	44
Figura 31: Diagrama de corpo livre das forças da aleta	46
Figura 32: Fluxograma do plano de projeto.	53
Figura 33: Solubilidade dos sais da reação.....	54
Figura 34: Sais da reação.....	54
Figura 35: Grão propelente na forma tubular.	55
Figura 36: Medidas do grão propelente.....	57
Figura 37: Condições do motor de PVC após a queima do propelente.....	59
Figura 38: Aleta modelada no Solidworks 2013	60

Figura 39: Medidas da aleta.	60
Figura 40: Ogiva modelada no Solidworks.	61
Figura 41: Medidas da ogiva.	61
Figura 42: Medidas do corpo.....	62
Figura 43: Sistema de ignição.....	63
Figura 44: Paraquedas do foguete.....	64
Figura 45: Interface do Rocksim 9.....	65
Figura 46: Comparativo modelagem em 2D e 3D no Rocksim 9.....	65
Figura 47: Comparativo entre a modelagem no SolidWorks 2013 e o modelo real.	66
Figura 48: Comparativo dos lançamentos do protótipo.	68
Figura 49: Grãos com defeitos nas faces.	73
Figura 50} Simulação RockSim 9 - Velocidade, aceleração e empuxo versus tempo	74
Figura 51: Simulação RockSim 9 - Temperatura, pressão e altitude versus tempo.....	74
Figura 52: Simulação RockSim 9 - Massa , altitude e velocidade versus tempo.	75
Figura 53: Simulação RockSim 9 - Altitude , Numero de Mach e velocidade versus tempo.	75

LISTA DE TABELAS

Tabela 1: Força de arrasto para diferentes tipos de ogivas.....	5
Tabela 2: Valores da combustão fornecidos pelo CProPep 1.1.	56
Tabela 3: Parâmetros do grão encontrado.	57
Tabela 4: Materias do sistema de ignição	62
Tabela 5: Material do sistema de recuperação.....	64

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

$\rho_{P,ideal}$	Densidade ideal do propelente [g/cm^3]
$\rho_{P,real}$	Densidade real do propelente [g/cm^3]
f_c	Fração de massa do combustível
f_o	Fração de massa do oxidante
m_p	Massa do grão [g]
v_p	Volume do grão [mm^3]
D	Diâmetro externo do grão [mm]
d	Diâmetro interno do grão [mm]
r	Taxa de combustão [mm/s]
P_c	Pressão na câmara [KPa]
a	Coefficiente de combustão
n	Expoente de pressão
$\dot{m}$	Taxa de fluxo maciço
V_e	Velocidade de saída do bocal [m/s]
P_e	Pressão de saída do bocal [KPa]
P_a	Pressão do meio (atmosférica) [KPa]
A_e	Área de saída do bocal [m^2]
F_e	Força de Empuxo [N]
R	constante específica do gás [N.m/K.mol.]
k	Razão dos calores específicos
C_P	Calor específico à pressão constante [$\text{cal/g } ^\circ\text{C}$]

C_v	Calor específico a volume constante [cal/g °C]
I_t	Impulso total [N.s]
g_0	Aceleração gravitacional [m]
I_s	Impulso específico [N.s]
c	Velocidade efetiva de exaustão [m/s]
c^*	Velocidade característica [m/s]
R_0	Raio da Terra [Km]
h	Altitude [m]
g	Aceleração de acordo com a altitude [m/s ²]
F_L	Força de Elevação [N]
F_D	Força de Arrasto [N]
C_L	Coefficiente de Arrasto
C_D	Coefficiente de Elevação
P_a	Pressão do ar [KPa]
u	Velocidade de voo [m/s]
M_a	Número de Mach
V_E	Velocidade de escoamento [m/s]
$\dot{m}_g$	Taxa de massa [g/s]
A_b	Área da queima do grão [mm]
ρ_0	Massa específica instantânea dos gases [g/mm ³]
M	Massa instantânea dos gases dentro da câmara [g]
v_0	Volume instantâneo ocupado pelo gás [mm ³]
ρ_p	Massa específica [g/mm ³]

$\dot{m}_t$	Taxa de massa específica que flui através da garganta [$\text{g}/\text{mm}^3 \text{ s}$]
K_n	Número de Klemmung
P_{bo}	Pressão no fim da queima [KPa]
β	Relação das resistências mecânicas
CS	Coefficiente de segurança
D_E	Diâmetro externo da câmara [mm]
P_p	Pressão de projeto [KPa]
P_R	Pressão de rompimento [KPa]
B_E	Fator de rompimento para cilindros pressurizados
m_{OG}	Massa da ogiva [g]
z_B	Altitude no fim da queima [m]
t_B	Tempo decorrido até o fim da queima [s]
V_B	Velocidade ideal no fim da queima [m/s]
z_A	Apogeu [m]
t_A	Tempo do apogeu [s]

Siglas

CP	Centro de Pressão
CG	Centro de gravidade
PVC	Polyvinyl chloride
IBGE	Instituto Brasileiro de Geografia e Estatística
EUA	Estados Unidos da América
SIG	Sistemas de Informação Geográfica

LISTA DE SÍMBOLO

KNO_3 Nitrato de Potássio

KCl Cloreto de Potássio

NaNO_3 Nitrato de Sódio

NaCl Cloreto de Sódio

Sumário

1. INTRODUÇÃO	1
2. REVISÃO TEORICA	4
2.1 Teoria sobre os foguetes	4
2.1.1 Ogiva e aletas	4
2.1.2 Motores de foguetes	6
2.1.3 Características do propelente	9
2.1.4 Combustão	12
2.1.5 Taxa de combustão	14
2.1.6 Pressão na câmara de combustão	15
2.2 Aspectos físicos	16
2.2.1 Considerações básicas	16
2.2.2 Forças que atuam sobre o corpo do protótipo	17
2.2.3 Empuxo	18
2.2.3.1 Coeficiente de empuxo	22
2.2.3.2 Impulso total	22
2.2.3.3 Impulso específico	23
2.2.3.4 Velocidade efetiva de exaustão	24
2.2.4 Velocidade característica	24
2.2.5 Força peso	25
2.2.6 Forças aerodinâmicas	26
2.2.7 Estabilidade do foguete e equações de movimento	31
2.2.8 Conservação de massa	34
2.2.9 Pressão sobre o foguete durante o voo e pressão na câmara de combustão	36
2.2.10 Resistência mecânica	41
2.2.11 Distribuição de Velocidade	47
2.2.12 Energia gerada durante o voo	49
2.2.13 Balística	51
3. MATERIAL E MÉTODO	52
3.1 Considerações iniciais	52
3.2 Desenvolvimento do propelente	53
3.3 Desenvolvimento do motor	57
3.3.1 Câmara de combustão	58

3.4	Teste estático do motor	58
3.5	Desenvolvimento do modelo	59
3.5.1	Aletas	59
3.5.2	Ogiva	61
3.5.3	Corpo do foguete	62
3.5.4	Sistema de ignição	62
3.5.5	Sistema de recuperação.....	63
3.6	Teste computacional do protótipo	64
4.	RESULTADOS E DISCUSSÕES	67
4.1	Análise de desempenho	67
4.1.1	Balística	67
4.1.2	Aspectos físicos calculados computacionalmente	68
4.2	Apresentação de resultados	73
5.	CONCLUSÃO E SUGESTÃO PARA TRABALHOS FUTUROS	77
	REFERÊNCIAS.....	78

1. INTRODUÇÃO

O Espaçomodelismo também conhecido como *Model Rocketry*, ou somente *Rocketry* (Figura 1) é uma atividade que surgiu na década de 1960 nos EUA, onde o governo americano preocupado com o avanço do programa espacial da União Soviética (atual Rússia) decidiu dar incentivo aos estudantes para que se interessarem pelo assunto nas escolas. Ainda hoje esta prática faz parte da grade curricular nas escolas norte-americanas, onde há distribuição de kits educativos para que os estudantes possam ter o primeiro contato com este tipo de conteúdo. No Brasil o incentivo nesta área é muito pouco, anteriormente o maior solicitante de serviços de aerolevanteamento privado foi o Governo Federal até a Constituição de 1988 com o intuito de adquirir Fotografias Aéreas de Pequeno Formato. As alterações na política do Governo Federal provocaram uma diminuição nas atividades de mapeamento, requerendo uma reavaliação do modelo de sua produção. Em paralelo com a intensificação do uso da tecnologia de Sistemas de Informação Geográfica (SIG), houve um aumento nas demandas por cartas topográficas, inclusive no formato digital (IBGE, 1996).



Figura 1: Espaçomodelo em lançamento.

Fonte: Nakka (2017).

O termo foguete aplica-se a um motor que impulsiona, provoca uma propulsão, em um veículo expelindo gases de combustão por queimadores situados em sua parte traseira. Os mecanismos de propulsão fornecem uma força que move o corpo que está inicialmente em repouso, mudando sua velocidade, ou superando as forças que agem neste propelindo-o através de um meio, Sutton & Biblarz (2010).

Com a falta de interesse das instituições de ensino e de apoio por parte do Governo Federal, o espaçomodelismo no Brasil se delimita mais a um *hobby*. Mas seu desenvolvimento e pesquisa são de extrema importância na aplicação prática do conteúdo adquirido em sala. Ainda que a teoria seja muito importante, esta ainda deve ser complementada com a prática. Através do projeto do presente trabalho foi possível estudar conceitos importantes da mecânica, tais como:

- Movimento dos corpos imersos em um fluído;
- Conceito de velocidade e aceleração;
- Fenômeno da propulsão;
- As leis do movimento;
- Dinâmica de gás;
- Aerodinâmica;
- Resistência dos materiais;
- Conceitos que ajudam no estudo da hidrostática, como o conceito de pressão;
- Conservação da quantidade de movimento.
- Conservação de energia;
- Entre outros.

Para abordar de uma forma simples tais parâmetros foi realizado a construção de um protótipo e uma análise do mesmo nos *softwares CProPep 1.1* e *RockSim 9*. Porém antes de explicar o projeto é necessária à apresentação da revisão teórica como pode ser visto na seção 2 (as unidades de medidas podem ser acompanhadas na lista de abreviaturas e siglas). Já na seção 3 estão expostos os matérias e métodos utilizados no projeto seguido dos resultados e as discussões na seção 4. Por fim na seção 5 é apresentada a conclusão e sugestões para trabalhos futuros.

1.1 Objetivos

1.1.2. Geral

- Aprofundar o conhecimento do deslocamento de um corpo através de um fluido devido a conversão de energia, testando os conceitos nas etapas da construção e do lançamento de um protótipo de foguete experimental.

1.1.3 Específico

- Construir protótipo de foguete para simular uma situação real e computacional em um lançamento vertical;
- Relacionar conteúdos de sala de aula à situações práticas;
- Verificar leis da Física aplicáveis ao voo de um foguete;
- Despertar a curiosidade e o interesse dos estudantes pela área de pesquisa espacial;
- Elaborar um propelente rentável e eficiente;
- Validar se o modelo atende ao tipo de missão ao qual destinado.

2. REVISÃO TEORICA

2.1 Teoria sobre os foguetes

O espaçomodelo desenvolvido neste projeto é de pequeno porte, porém uma boa escolha para o objetivo do presente trabalho, atendendo as especificações necessárias. As fórmulas matemáticas que serão desenvolvidas terão uma explanação um pouco superficial, pois este simples trabalho não seria o suficiente para relatar todos os fenômenos que envolvem os foguetes. Antes de expor os princípios físicos serão detalhados a seguir os componentes do protótipo de foguete, a ogiva, corpo, aletas e motor (Figura 2), com uma atenção a mais para o motor que é a parte mais trabalhosa do projeto.

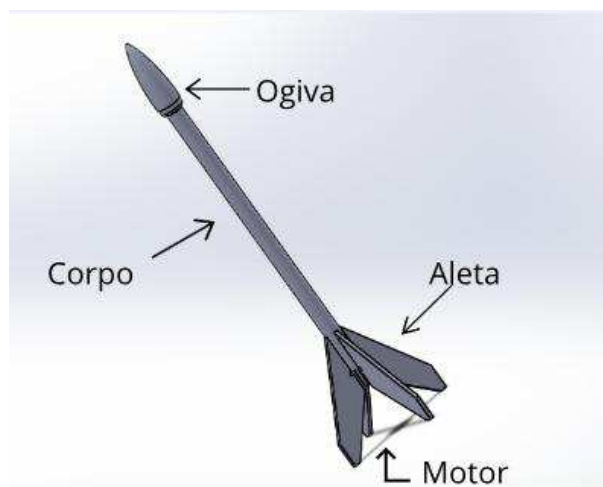


Figura 2: Partes de um foguete.

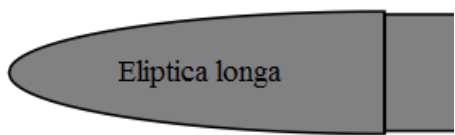
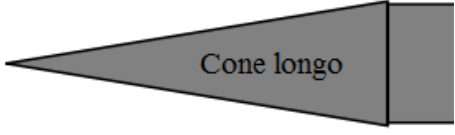
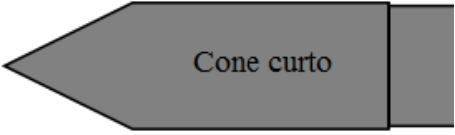
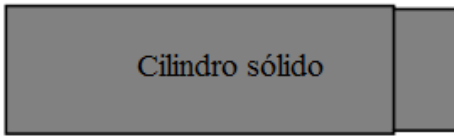
Fonte: Própria (2017).

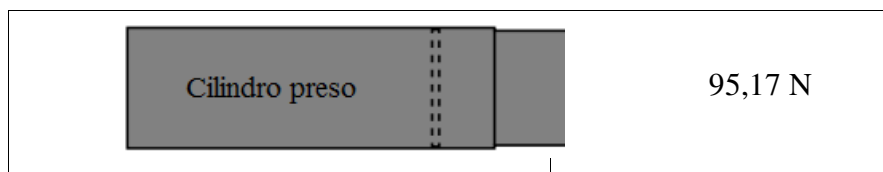
2.1.1 Ogiva e aletas

Quando o foguete está em voo as suas principais superfícies expostas à ação do fluido que o circunda são a ogiva e as aletas. Determinar corretamente suas geometrias é de extrema importância para minimizar o arrasto, principalmente no que diz respeito à ogiva, que durante

o voo é o componente mais afetado e o que mais interfere neste parâmetro. Milligan (2013) expõem em sua obra os principais tipos de ogivas por ela testada, na Tabela 1 estão os resultados dos testes feitos em um túnel de vento com uma velocidade de aproximadamente 17,55 m/s a uma temperatura de 22 °C, onde pode ser visto os valores da força de arrasto e chegar à conclusão que o tipo de ogiva mais eficiente é a com formato elíptico longo que apresenta o menor arrasto.

Tabela 1: Força de arrasto para diferentes tipos de ogivas.
Fonte: Adaptação Milligan (2013).

Tipo de ogiva	Força de arrasto
	40,74 N
	44,97 N
	37,75 N
	43,59 N
	41,50 N
	47,75 N
	78,79 N



Já para as aletas sua principal função é dar estabilidade ao veículo na medida em que ajusta seu centro de pressão (CP) e controlar sua trajetória. Existe uma variedade de formatos de aletas, como mostra a Figura 3, em geral dispostas uniformemente ao redor do foguete com no mínimo de três podendo ter mais dependendo da velocidade máxima que o modelo conseguir atingir e do arrasto (Milligan, 2013).

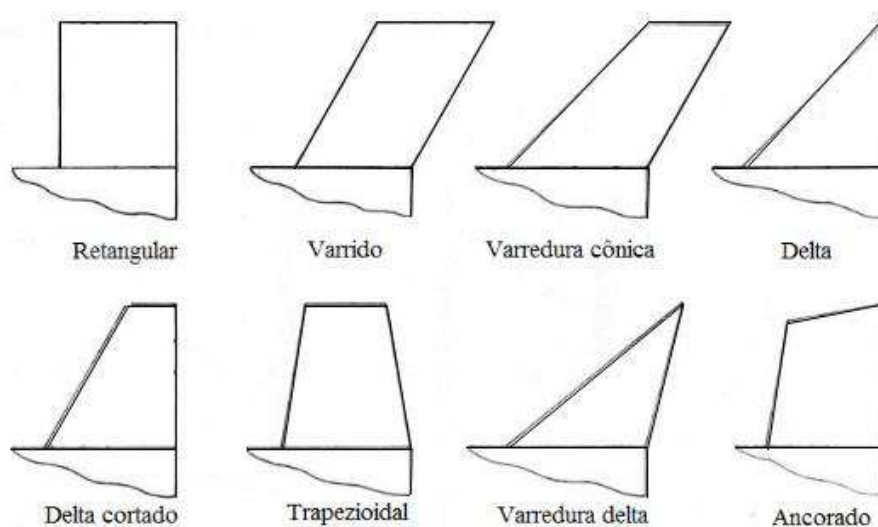


Figura 3: Tipo de aletas.

Fonte: Própria (2017).

2.1.2 Motores de foguetes

O motor escolhido em um projeto vai depender do tipo de missão que o veículo está destinado, mas todos os projetos terão como base desenvolver um modelo que seja simples, seguro e que leve o foguete a concluir sua missão de forma satisfatória. Os motores podem ser qualificados de acordo com o estado físico dos componentes como sólido, os mais utilizados em foguetes amadores, líquidos, geralmente os mais complexos, e químicos (cada um desses será detalhado no item 2.3, que aborda os tipos de propelente). Cada um dos motores citados tem características, valores, tecnologias e riscos diferentes, e ao selecionar o modelo

apropriado para a missão cada um destes aspectos deve ser cuidadosamente estudado para alcançar o sucesso do projeto.

Para Anderson (2015) os motores foguetes (Figura 4) diferem dos demais motores, pelo fato de transportarem seu próprio comburente junto com o combustível e por não precisar da interferência do ar atmosférico para dar início a combustão como acontece com os outros tipos de motores. Na câmara de combustão o combustível e o comburente sofrem ignição e são queimados criando produtos com elevadas temperaturas e pressões que são expulsos do motor pela tubeira.



Figura 4: A-100M motor de foguete.

Fonte: Nakka (2017).

A tubeira é o componente localizado após a câmara de combustão possuindo uma seção convergente a jusante do sentido do fluxo da combustão, e divergente a montante do fluxo (Figura 5). Nakka (2017) define esse componente como uma parte chave do motor, sendo responsável por acelerar os gases oriundos da combustão levando a velocidades supersônicas, altas temperaturas e pressões, portanto deve ser bem dimensionadas com uma seleção de material criteriosa.

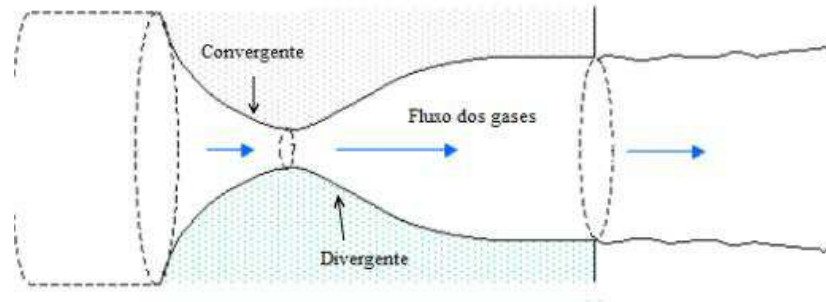


Figura 5: Seções convergente e divergente da tubeira.

Fonte: Adaptado Devenport (2001).

A análise da tubeira envolve o conceito de “*fluxo de fluido compressível constante e unidimensional de um gás ideal*” (Nakka, 2017). Onde cada termo significa:

- Fluxo unidimensional: o escoamento é em uma linha de corrente;
- Fluido compressível: fluido que se desloca a altas velocidades (supersônica) exibindo mudanças significativas na sua densidade;
- Gás ideal: análise simplificada do gás com uma relação direta de pressão, densidade e temperatura.

Logo a principal parte do motor como pode ser visto na Figura 6, é a câmara de combustão, preenchida pelo grão propelente que será detalhado nos próximos itens, o cabeçote que tem a função de vedar o motor na outra extremidade, e a tubeira já mencionada no parágrafo anterior.

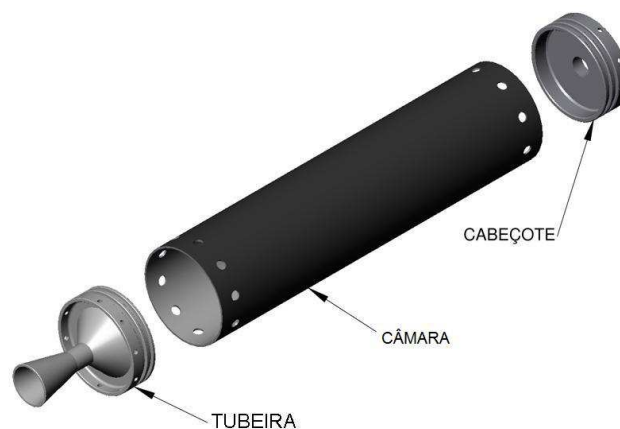


Figura 6: Motor de foguete.

Fonte: Adaptado Porto (2007).

2.1.3 Características do propelente

O composto químico inserido na câmara de combustão constituído de combustível, oxidante e outros agentes em proporção menor, como catalisador, ligante e agente de cura, é chamado de propelente, ou grão propelente. Este uma vez iniciado ou ignitado reage consumindo toda a sua carga produzindo força suficiente para impulsionar o veículo (Porto, 2007), podendo ser de três tipos:

- a) Propelente sólido: onde o próprio nome já sugere tanto o combustível quanto o oxidante estão no estado sólido;
- b) Propelente líquido: Seus constituintes estão no estado líquido, são mais complexos que os sólidos, e podem ser divididos em monopropelentes, em que sofre uma reação de decomposição exotérmica, ou bipropelentes que sofre reação na mistura entre os dois líquidos, ou;
- c) Propelente híbrido: o combustível e o oxidante estão em estado físicos diferentes, sendo o primeiro sólido e o segundo líquido, ou com a combinação oposta em que o nome é híbrido reverso.

Sutton & Bilblatz (2010) em sua publicação estipulam algumas características que são desejáveis para um propelente sólido. Vale ressaltar que não há um em específico que atenderá todas elas, então o selecionado deve levar em consideração a missão.

- a) Alta liberação de energia;
- b) Estável;
- c) Não ser afetado pelas condições atmosféricas;
- d) Baixo peso molecular;
- e) Alta densidade;
- f) Não deve sofrer ignição involuntária;
- g) Composição química inerte;
- h) Alta resistência mecânica;
- i) Propriedades físicas previsíveis;
- j) Gases de corrosão não devem ser tóxicos ou corrosivos.
- k) Deve suportar repetidos ciclos térmicos;
- l) Opaco a radiação;

Quanto à geometria do propelente para espaçomodelos todos são processados em uma forma básica semelhante na forma cilíndrica para fácil acomodação na câmara do motor. Onde o grão pode ser um único segmento cilíndrico (Figura 7), ou pode conter muitos segmentos, tendo um núcleo central que se estende por todo comprimento do grão, a fim de aumentar a área da superfície propulsora inicialmente exposta à combustão (Nakka, 2017).

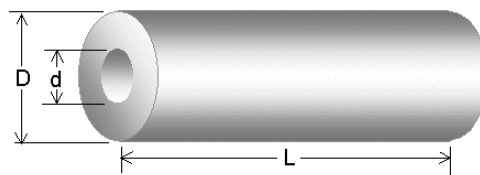


Figura 7: Grão propelente.

Fonte: Nakka (2017).

Existe uma variedade de secções transversais do grão, como é verificado na Figura 8, onde sua escolha afetará diretamente o empuxo, um dos parâmetros essenciais para o deslocamento do veículo. Esse parâmetro é proporcional, em qualquer instante de tempo, à área de queima e esta regride no sentido perpendicular a sua superfície, sendo o resultado uma relação entre a superfície de combustão e a distância da rede queimada, que depende quase inteiramente da forma inicial do grão.

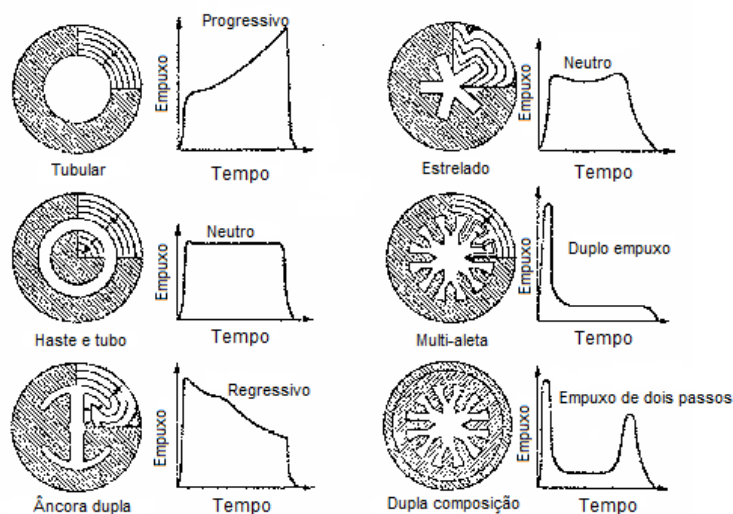


Figura 8: Empuxo x Tempo.

Fonte: Adaptado de Nakka (1984).

No que se trata de impulso total a melhor configuração é a de núcleo estrelado, que apresenta o empuxo quase que constante durante a variação de tempo com um formato praticamente neutro como pode ser visto na Figura 9, este núcleo, diferente do *haste* e tubo que também apresenta uma configuração neutra, não interrompe seu fluxo de forma abrupta. Porém sua modelagem é muito complexa, logo para motores amadores a forma mais conveniente em termos de fabricação e custo é a circular, por isso é a mais utilizada em protótipos de foguetes.

Como o propelente de forma cilíndrica não é o de melhor desempenho, alguns procedimentos preparatórios podem ser feitos para tornar sua área de queima mais constante possível, tal como uma inibição na parede externa do grão, assim com as extremidades e núcleo expostos associados a uma escolha correta entre a combinação do comprimento e diâmetro de grão haverá uma regressão da frente de chama tornando a variação da área de combustão muito pouca, quase que constante ao longo do tempo. Este grão é chamado de grão *Bates* e está representado na Figura 11.

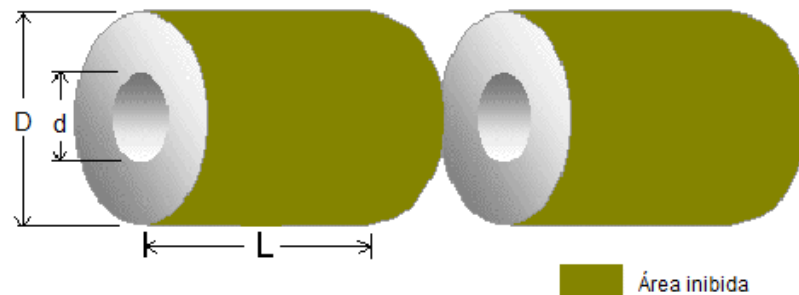


Figura 9: Grão Brates.

Fonte: Adaptado de Nakka (2017).

Para o desempenho da propulsão Nakka (1984) determina que há uma propriedade física que merece atenção no grão propulsor, a densidade mássica. Em um propulsor composto de dois constituintes, um oxidante e um combustível, sua densidade mássica ideal é expressa pela equação:

$$\rho_{P,ideal} = \frac{1}{\frac{f_o}{\rho_o} + \frac{f_f}{\rho_f}} \quad (2.1)$$

Onde ρ é a densidade, os índices o e f refere-se ao oxidante e ao combustível, respectivamente e f a fração de massa que é calculada pela expressão:

$$f_i = \frac{m_i}{m_{total}} \quad (2.2)$$

Caso haja mais que dois constituintes, temos:

$$\rho_{P,ideal} = \frac{1}{\frac{f_a}{\rho_a} + \frac{f_b}{\rho_b} + \frac{f_c}{\rho_c} + \dots} \quad (2.3)$$

A Equação 2.3 é definida a densidade ideal do propelente, mas dificilmente ela será atingida, logo se pode calcular a densidade real que pode ser obtida pesando com precisão um grão para determinar sua massa e medindo seu volume, acompanhe a seguir:

$$\rho_{P,real} = \frac{m_p}{vol_p} \quad (2.4)$$

$$vol_{grão} = \frac{\pi}{4} (D^2 - d^2)L \quad (2.5)$$

Onde D é o diâmetro externo, d diâmetro interno e L comprimento do grão (como pode ser visto na Figura 9), para um grão cilíndrico oco. Com as duas densidades conhecidas é possível calcular a sua eficiência, logo:

$$n_\rho = \frac{\rho_{P,real}}{\rho_{P,ideal}} \quad (2.6)$$

2.1.4 Combustão

A rápida oxidação dos elementos no processo de combustão acarreta na liberação de energia, transformando energia térmica em cinética, reação química que gera gases a alta temperatura, para dar início a essa reação uma energia é inserida até atingir o ponto de fulgor

que é acionado por um sistema de ignição (Figura 10). A combustão completa é atingida quando o produto da reação química são apenas óxidos de menor energia de cada um dos elementos (Shapiro, 2013). Porém esta é uma condição ideal e as combustões são sempre incompletas. Para propelentes que contenham apenas carbono, oxigênio, hidrogênio e nitrogênio existem apenas doze possíveis produtos: Carbono, dióxido de carbono, monóxido de carbono, hidrogênio, vapor, oxigênio, nitrogênio, óxido nitroso e os íons, H, O, N e OH.

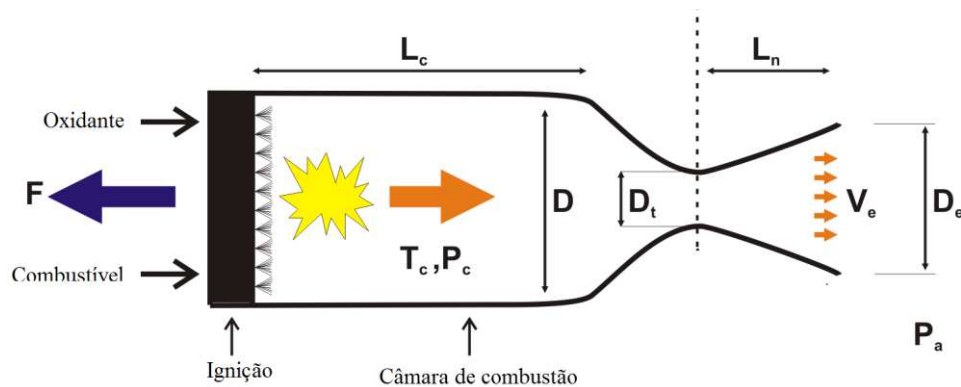


Figura 10: Combustão no motor.

Fonte: Adaptação Bjarnø (2014).

Após encontrar o produto da combustão é preciso encontrar o número de mols, ou fração molar, de cada elemento através de várias equações solucionadas simultaneamente respeitando as condições de balanço de massa, equilíbrio químico e balanço de energia. Porém a solução é muito trabalhosa, então foram criados como auxílio para tais soluções *softwares* de equilíbrio químico. Para foguetes experimentais o mais conhecido é o *ProPep* e sua extensão para *Windows* o *GuiPep* (Figura 11) ou *CProPep 1.1*. Este programa apresenta algumas características do grão como velocidade característica, razão dos calores temperatura adiabática da chama, entre outros.

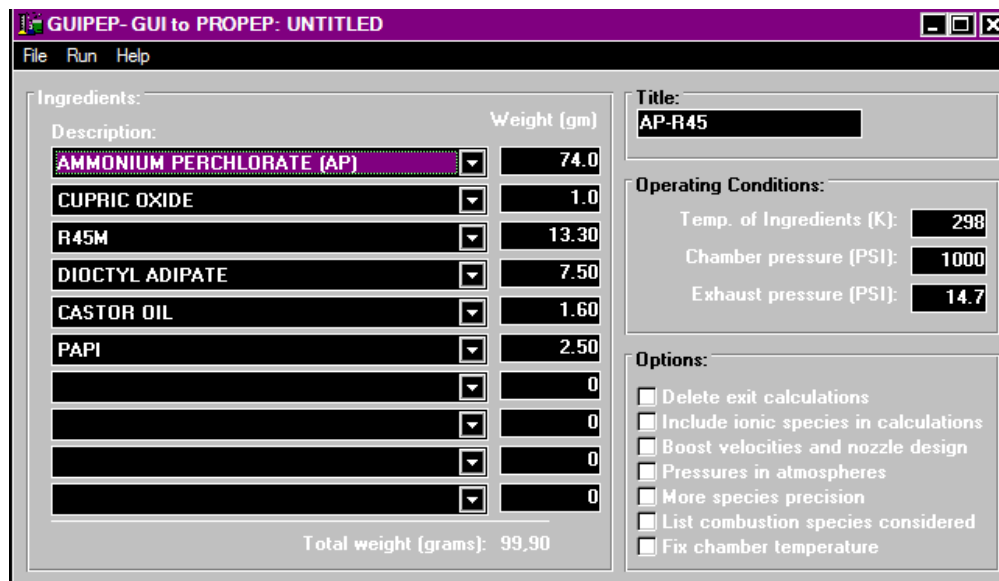


Figura 11: Interface do GuiPep.

Fonte: Própria (2017).

2.1.5 Taxa de combustão

A queima do propelente retrocede de forma perpendicular a superfície do propelente, a velocidade em que essa retrocesso acontece é chamada de *Taxa de Combustão*. Esse parâmetro muda drasticamente em diferentes grãos dependendo da variação do combustível e do oxidante e métodos de preparação (Anderson, 2015). A *Lei de Vielle* representa a Taxa de Combustão em função da pressão na câmara definida pela expressão a seguir:

$$r = a \cdot P_c^n \quad (2.7)$$

Onde r é a Taxa de combustão, a é o coeficiente de combustão, P_c é a pressão na câmara e n é o expoente de pressão. Este último parâmetro possui variação de acordo com o grão propelente e é definido de forma empírica. Para a determinação do comportamento em faixa restrita de pressão pode ser determinado apenas com o coeficiente e o expoente, mas por vezes é preciso o conjunto completo para determinar o comportamento.

2.1.6 Pressão na câmara de combustão

A pressão na câmara tem influência direta na taxa de combustão mencionada no item anterior. Um gráfico da Taxa de combustão em função da pressão pode ser plotado em escala logarítmica representada em linha reta. Porém certos propelentes apresentam comportamentos adversos, esses são conhecidos como *platô* ou *mesa*. Cada uma das curvas dos comportamentos mencionados é apresentada na Figura 12 a seguir.

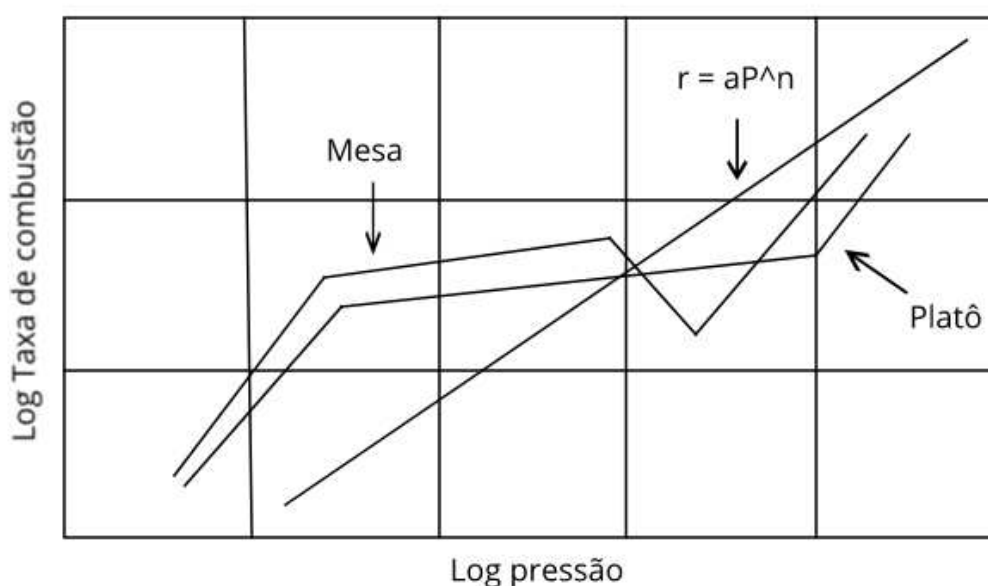


Figura 12: Gráfico logarítmico da relação taxa de combustão e pressão de três propelentes diferentes.

Fonte: Adaptação NASA (2015).

Segundo textos da NASA (2015) e de Nakka (1984) esse tipo de comportamento pode ser fruto de diferentes relações de regressão da superfície de combustão da constituinte base em relação as partículas oxidantes. Ou pode ainda derivar da falta de transferência de calor para a superfície de combustão a altas pressões no tempo devido.

Na Equação 2.7 o expoente tem grande influência sobre a taxa de combustão sem que haja grande variação de pressão. Valores elevados desses expoentes podem levar a consequências catastróficas, como a baixa sensibilidade do propelente em baixas pressões dificultando a ignição do motor (Porto, 2007). Na Figura 13 há plotado um gráfico da Taxa de combustão em função da pressão para diferentes expoentes.

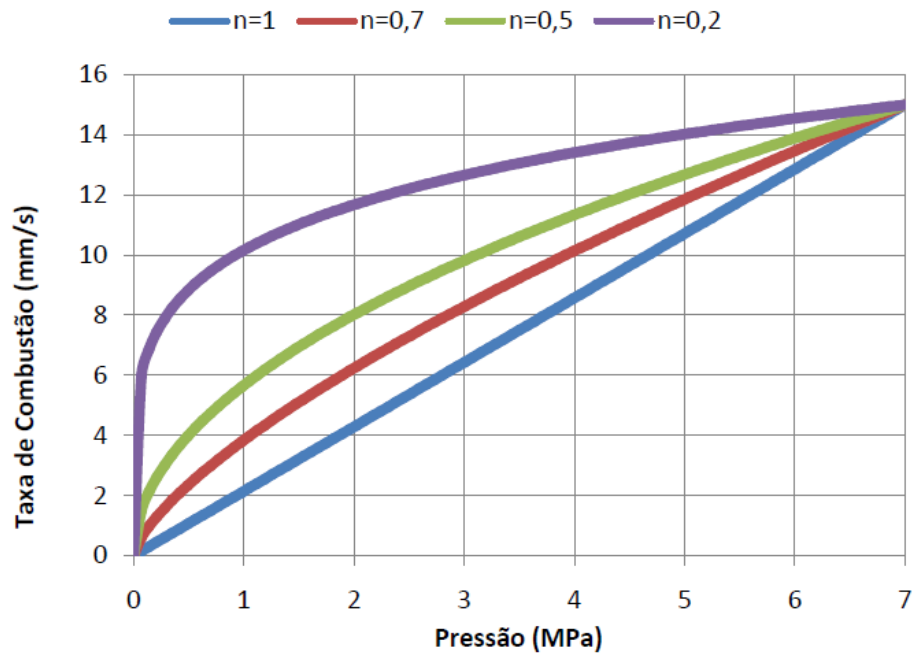


Figura 13: Influência do Expoente de Pressão na Taxa de Combustão.

Fonte: Porto (2007).

2.2 Aspectos físicos

2.2.1 Considerações básicas

Os aspectos físicos, matemáticos e químicos abordados terão como base um foguete ideal, em que se assumirão as seguintes hipóteses:

- A combustão do propelente é completa;
- O produto da combustão é um gás ideal;
- O fluxo não sofre atrito com as paredes do motor;
- Expansão do fluido é uniforme;
- Processo adiabático;
- Regime permanente;
- Combustão em sentido normal a saída do motor.

Os engenheiros usam as leis de Newton para prever o voo de foguetes. Como mencionado por Hibbeler (2011) em sua publicação, Isaac Newton foi o pioneiro em descrever com precisão o movimento de corpos em resposta a uma força, criando as três leis conhecidas. No projeto de um foguete como há uma grande mudança de massa durante o voo deve-se usar a definição mais precisa da 2ª lei de Newton:

$$F = \frac{d(mv)}{dt} \quad (3.1)$$

Em que o produto mv é o momento linear. Para que um foguete possa exercer seu voo é necessário superar a sua inércia, para tal é aplicada uma propulsão sobre o corpo derivado da queima de matéria acumulada no interior da câmara. A propulsão em sentido amplo é a alteração da quantidade de movimento. (NASA, 2015).

2.2.2 Forças que atuam sobre o corpo do protótipo

Em um voo o foguete é submetido a quatro forças: peso, impulso, forças aerodinâmicas, levante e arraste como mostra a Figura 14, estas forças possuem direção e magnitude. O peso é o somatório de todas as massas de todas as partes do foguete, e se concentra no centro do veículo direcionado para o centro da Terra, já o impulso depende do caudal da massa que é expelida através da saída do motor e coincide com o eixo longitudinal do foguete. O torque que é gerado no centro de gravidade (CG) do veículo pode ser usado para manobrá-lo, enquanto que as forças aerodinâmicas agem no centro de pressão (CP) tendo escala de importância dependendo do tipo de missão (NASA, 2015).

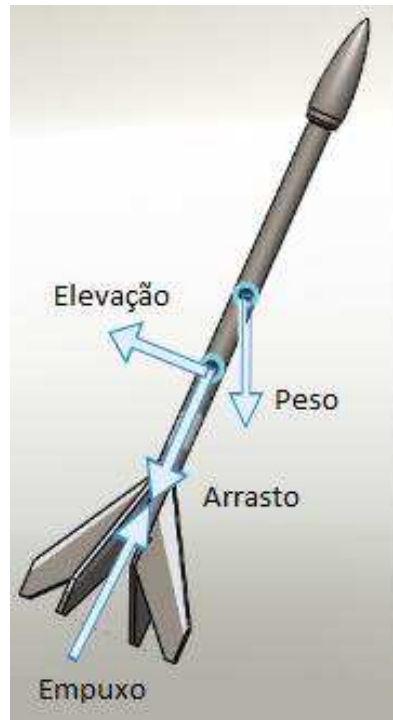


Figura 14: Forças que agem sobre o foguete.

Fonte: Própria (2017).

Cada uma dessas forças e seus efeitos para o desempenho no lançamento serão discutidos nos itens a seguir.

2.2.3 Empuxo

Sutton & Biblarz (2010) definem o empuxo do foguete como uma força produzida por um sistema de propulsão agindo sobre o veículo que ocorre devido a ejeção de matéria a alta velocidade, governado pela Terceira Lei de Newton. Para Nakka (2017) este é o parâmetro principal no que diz respeito na modelagem de espaçomodelos e é expresso pela seguinte equação:

$$F = \int P \cdot dA \quad (3.2)$$

$$F = \dot{m}V_e + (P_e - P_a)A_e \quad (3.3)$$

Onde o termo no lado direito da Equação 3.2 representa a integral das forças de pressão (resultantes) que atuam na câmara e bico conforme a Figura 15, na Equação 3.3 O primeiro termo do lado direito da é a taxa de fluxo de massa $\dot{m}$ multiplicado pela velocidade de saída V_e , e o segundo termo chamado de *impulso de pressão*, é diferença entre a pressão na saída P_e e a pressão atmosférica P_a multiplicada pela área da câmara A_e , assim o termo antes da igualdade é o *Empuxo de Momentum* e o último termo é o *Empuxo de Pressão*. O último termo pode ser zero para um bico com uma relação de expansão ótima ($P_e = P_a$). A pressão interna é mais alta dentro da câmara e diminui constantemente no bocal para a saída. A pressão externa (atmosférica) é uniforme sobre as superfícies da câmara.

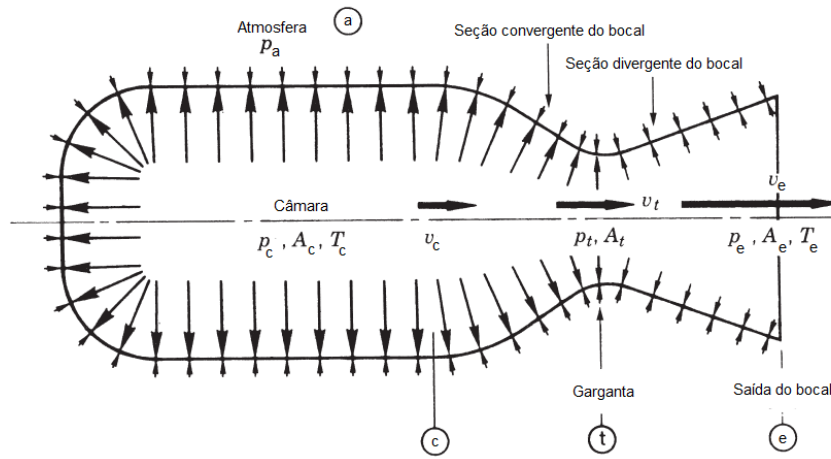


Figura 15: Balanço das pressões na parede da câmara.

Fonte: Adaptação Sutton & Biblarz (2010).

Considerando o princípio de conservação de massa na garganta da tubeira, tomando como base o Teorema de Transporte de Reynolds (TTR) para um escoamento permanente onde a derivada do tempo é nula e o termo restante diz respeito ao fluxo de massa que transita por uma determinada superfície de controle, logo a massa que entra é igual ao que sai (Çengel, 2015), e ainda considerando que a pressão dos gases junto com a vazão são constantes, tem-se que em qualquer seção da área do bocal:

$$\dot{m} = \rho \cdot A \cdot V = \text{constante} = \rho^* \cdot A^* \cdot V^* \quad (3.4)$$

Onde os termos com asteriscos são os valores críticos da garganta, logo a Equação 3.3 pode ser reescrita:

$$F = \rho^* \cdot A^* \cdot V^* \cdot V_e + (P_e - P_a)A_e \quad (3.5)$$

Em que V^* é a velocidade sônica em um gás ideal definida pela equação:

$$V_e = a = \sqrt{kRT} \quad (3.6)$$

Onde R é a constante específica do gás, T é a temperatura absoluta e k é a razão dos calores específicos, definido como:

$$k = \frac{C_P}{C_V} = \frac{C_P}{C_P - R} \quad (3.7)$$

Os termos C_P é o calor específico a pressão constante e C_V é o calor específico a volume constante. Assim combinando as equações temos uma nova expressão para o Empuxo:

$$F = A^* P_0 \sqrt{\frac{2k^2}{k-1} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_0} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} + (P_e - P_a)A_e \quad (3.8)$$

Pela Equação 3.8 percebe-se que a Força do Empuxo é diretamente proporcional a área do bocal, logo se área for dobrada o Empuxo será duplicado. Ainda pode ser verificado que se a pressão de escape for menor que a pressão que circunda o veículo o impulso será negativo, com isso o impulso seria de baixo desempenho, portanto uma condição indesejável. Assim o bocal deve ser projetado de tal forma que a pressão que sai seja igual ou parcialmente superior à pressão do fluido externo a câmara, essa relação pode ser vista no gráfico da Figura 16.

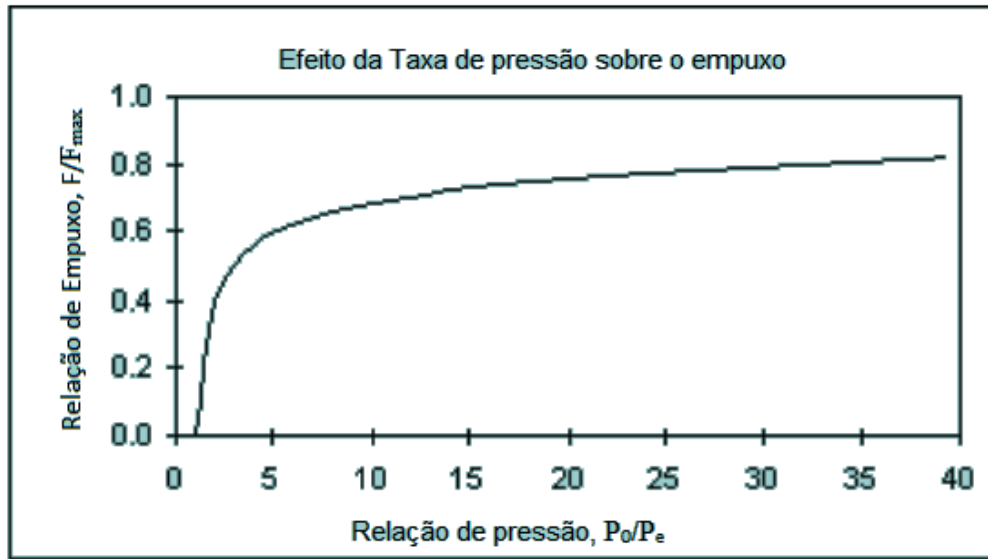


Figura 16: Razão do Empuxo em função da razão de Pressão.

Fonte: Nakka (1984).

No gráfico é expressa a relação entre a Razão do Empuxo em função da Razão da Pressão, onde F_{max} é o empuxo que poderá ser obtido com uma relação infinita, ou seja, expandido para o vácuo com $P_e = 0$. Em que o Empuxo total é dado por:

$$F_{total} = F + (P_e - P_a)A_e \quad (3.9)$$

Caso a relação de pressão seja 1, logo $F = 0$ e o único empuxo produzido será de pressão, gerando um bocal sem uma seção divergente, pois $A^*/A_e = 1$ levando a um bocal mal projetado. Ainda pode ser visto no gráfico que a curva inicialmente é muito íngreme no início, porém a partir do ponto em que $P_0/P_e = 5$ começa a adquirir uma forma mais plana, isso significa que mesmo um bocal com uma expansão mínima é útil apresentando um empuxo de 60% do teor máximo.

Ainda pode ser feita outra relação, segundo Nakka (2017), usando álgebra para uma simplificação da Equação 3.3, dividimos a equação por $\dot{m}$:

$$\frac{F}{\dot{m}} = V_e + \frac{(P_e - P_a)A_e}{\dot{m}} \quad (3.10)$$

È definido uma nova velocidade chamada *Velocidade equivalente* V_{eq} para ser a velocidade do lado esquerdo:

$$V_{eq} = V_e + \frac{(P_e - P_a)A_e}{\dot{m}} \quad (3.11)$$

Então a equação de impulso do foguete torna-se:

$$F = \dot{m} \cdot V_{eq} \quad (3.12)$$

2.2.3.1 Coeficiente de empuxo

Outra forma de analisar o empuxo motor é com o coeficiente de empuxo, uma grandeza adimensional destinada a avaliar o desempenho da tubeira (Sutton & Biblarz, 2010), ele quantifica o grau em que o Empuxo é ampliado pelo bocal, sendo assim uma função destes:

$$F = C_F A^* P_0 \quad (3.13)$$

O *Coeficiente de Empuxo* pode ser obtido pela combinação e reorganização das Equações 3.8 e 3.13:

$$C_f = \sqrt{\frac{2k^2}{k-1} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_0} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} + \frac{(P_e - P_a)A_e}{P_0 A^*} \quad (3.14)$$

2.2.3.2 Impulso total

O impulso total I_t de um foguete é definido como o impulso médio do tempo total de disparo (NASA, 2015), quantidade vetorial que mede o efeito da força durante o intervalo de tempo que age sobre o corpo (Hibbeler, 2011). É determinado de acordo com a missão e características do propelente, massa do foguete e altitude a ser atingida, sendo um dado mais completo:

$$I_t = F\Delta t \quad (3.15)$$

Integrando a força F gerada pelo motor durante um tempo de queima t , logo:

$$I_t = \int_0^t F dt \quad (3.16)$$

Essa ultima equação traduz o principio de impulso e quantidade de movimento (Hibbeler, 2011). Substituindo a Equação 3.12 na Equação 3.16:

$$I_t = \int \dot{m}V_{eq} dt \quad (3.17)$$

Relembrando que $\dot{m}$ é a quantidade de massa de escape por tempo que sai da câmara. Levando em consideração que V_{eq} seja constante durante a variação de tempo, a integral pode ser resolvida:

$$I_t = m_p V_{eq} \quad (3.18)$$

Em que m_p é a massa total do propelente.

2.2.3.3 Impulso específico

O impulso total é proporcional à energia total liberada pelo propelente, e após definido poderá ser definido outro parâmetro importante para o sistema de propulsão, o impulso específico I_s , que é o impulso gerado por unidade de peso do propelente (Sutton & Biblarz, 2010), para encontrá-lo basta dividir o impulso total pelo peso dos propulsores, assim:

$$I_s = \frac{V_{eq}}{g_0} \quad (3.19)$$

Onde g_0 é a constante gravitacional. Se substituir V_{eq} em termos de impulso total:

$$I_s = \frac{I_t}{g_0 m_p} \quad (3.20)$$

Segundo os textos do site da NASA (2015), com os valores do impulso específico é mais rápido determinar o impulso de um foguete além de ser uma indicação da eficiência do motor, assim um motor que apresenta um impulso específico maior é mais eficiente, pois produz mais impulso para a mesma quantidade de propulsor. Ainda pode ser mencionada a facilidade nos cálculos com o auxílio da última equação obtida, logo fica mais fácil dimensionar um mecanismo durante a análise inicial. Com o valor do peso poderá ser definido o valor de impulso solicitado pelo protótipo, que dividido pelo impulso específico indicará quanto fluxo de peso de propelente o motor do projeto deve gerar e qual deverá ser seu tamanho.

2.2.3.4 Velocidade efetiva de exaustão

A massa é ejetada pelo bocal o mais rápido possível para propelar o modelo, a velocidade com que ela sai é conhecida como velocidade de exaustão (Nogueira 2014). Durante a queima essa velocidade não é constante, por este motivo será necessário calcular um valor médio que pode ser usado nos cálculos unidimensionais, esse valor médio é chamado de velocidade efetiva de exaustão, definida por Sutton & Biblarz (2010), como:

$$c = I_s g_0 = \frac{I_t}{m_p} \quad (3.21)$$

Onde a unidade de medida m/s .

2.2.4 Velocidade característica

A velocidade característica c^* é um parâmetro muito importante sendo uma função da combustão do propelente, ela mede até que ponto a combustão do propelente pode gerar gases

com altas temperaturas e pressões, na obra de Nakka (2017) a expressão para c^* ideal é definida da seguinte forma:

$$c^* = \sqrt{\frac{\frac{R'}{M} \cdot T_c}{k \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}}} \quad (3.22)$$

Onde R' é a constante de gás universal, M é o peso molecular efetivo dos produtos da combustão e k a razão entre os calores específicos que deve ter valores da mistura de gases e da fase condensada. A velocidade característica ainda pode ser definida em função da pressão da câmara, área da garganta da tubeira e fluxo de massa do propelente:

$$c^* = \frac{P_c A_g}{\dot{m}} \quad (3.23)$$

2.2.5 Força peso

A força gravitacional existente entre a Terra e o corpo do modelo com uma intensidade considerável é denominada de força peso (Hibbeler, 2011). À medida que o corpo se afasta da superfície da Terra a ação gravitacional vai perdendo força, porém ainda que pequena têm influência no cálculo do apogeu, desta forma considerando que a Terra é como uma esfera de raio $R = 6378,388$ km, com uma aceleração gravitacional $g_0 = 9,80665$ m/s² pode-se definir uma equação para a variação da aceleração de acordo com a altitude em que o veículo se encontra, então:

$$g = g_0 \left(\frac{R_0}{R} \right)^2 = g_0 \left(\frac{R_0}{R_0 + h} \right)^2 \quad (3.24)$$

Para um foguete o peso é a força que está sempre direcionada ao centro da Terra, e sendo uma quantidade vetorial essa força possui direção e magnitude, onde sua magnitude depende da massa de todas as partes que compõe o modelo e da quantidade de combustível. O

peso é distribuído ao longo do protótipo, mas pode ser estudado considerando sua concentração no CG do corpo, ponto em que o foguete gira em torno.

O Peso de um espaçomodelo muda constantemente durante o voo devido à queima do propelente, mas essa mudança é de porcentagens bem pequenas se comparada ao peso total e pode-se determinar a força peso como sendo somente a soma dos pesos dos componentes. Esta simplificação não é levada em conta quando se trata de foguetes de escala total em que a perda de peso durante o voo é relativamente considerável e a mudança deve ser considerada nas equações de movimento.

2.2.6 Forças aerodinâmicas

Quando um corpo em movimento está submetido a um fluido sofrerá resistência para se deslocar, isso ocorre devido a ação das forças aerodinâmicas. Essas forças são geradas quando a pressão e a força de cisalhamento do fluido agirem na parede do corpo, gerando duas componentes: uma na direção do escoamento chamada de força de arrasto F_D , e outra na direção normal ao escoamento chamada de Força de elevação F_L como mostra a Figura 17, ambos com origem no centro de pressão que é a localização média das forças aerodinâmicas (Çengel, 2015).

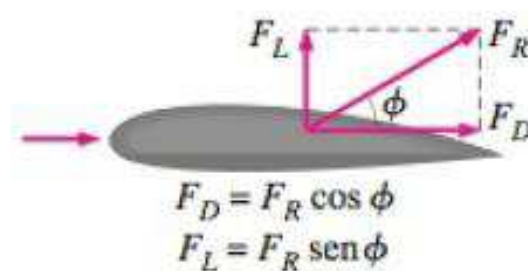


Figura 17: Forças resultantes de sustentação e arrasto.

Fonte: Çengel (2015).

Essas forças são geradas pela diferença de velocidade entre o foguete e o ar, e são de fundamental importância para espaçomodelos diferente dos foguetes de escala total, pois estes executam um voo acima da atmosfera. Segundo fonte da NASA (2015) ambas podem ser expressas pelas equações a seguir:

$$F_D = \frac{1}{2} C_D \rho A u^2 \quad (3.25)$$

$$F_L = \frac{1}{2} C_L \rho A u^2 \quad (3.26)$$

Onde ρ é a densidade do ar ao redor do veículo, A a área da seção transversal máxima normal ao eixo longitudinal do veículo e u velocidade de voo. C_D e C_L são coeficientes de arrasto e sustentação, respectivamente,

As equações 3.25 e 3.26 podem ser reorganizadas em função dos coeficientes, pois segundo Çengel é mais conveniente trabalhar com números adimensionais que representem as características do arrasto e da elevação, logo:

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2} \rho u^2 A} \quad (3.27)$$

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2} \rho u^2 A} \quad (3.28)$$

Onde o termo $\frac{1}{2} \rho u^2$ é a *pressão dinâmica* q . Esses coeficientes variam de acordo com:

- A geometria que pode alterar sua magnitude e da configuração do espaçomodelo tais como a velocidade, tamanho, inclinação do foguete, etc.;
- A viscosidade, pois as moléculas ao resistirem ao escoamento em torno do corpo acabam aderindo a sua parede formando uma camada conhecida como *camada limite* (Figura 18) onde a velocidade aumenta rapidamente de zero na superfície do corpo até velocidade da corrente livre a medida que se afasta da superfície (Fox, 2016).

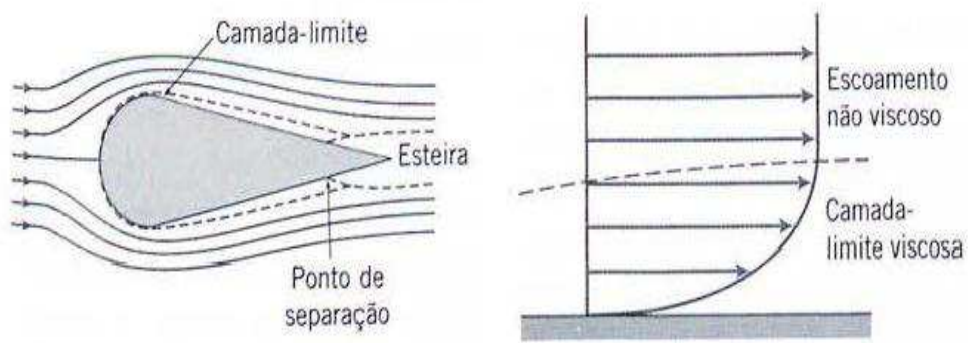


Figura 18: Camada limite sobre o corpo (esquerda) e sobre a superfície (direita).

Fonte: Fox & McDonald (2016).

- Ângulo de ataque de voo: ângulo entre o eixo do veículo e a direção de voo, uma representação ilustrativa de como o ângulo de ataque interfere nas forças aerodinâmicas podem ser vista na Figura 19.

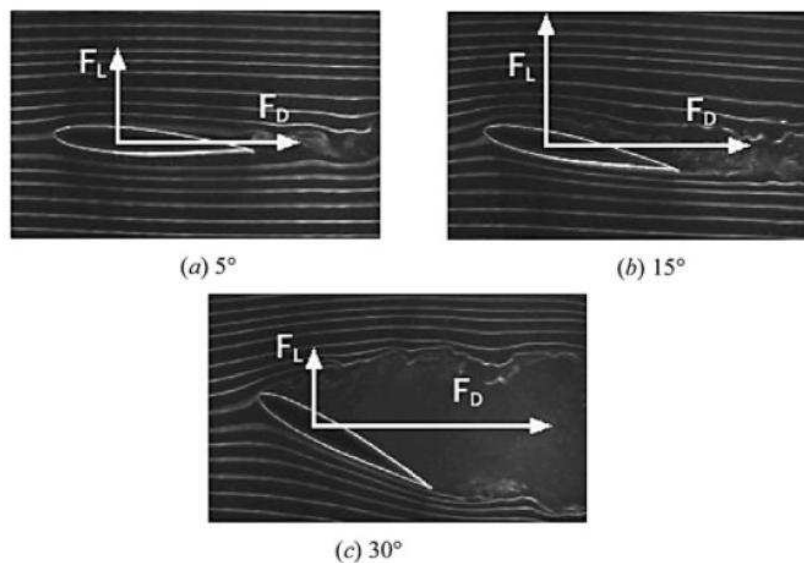


Figura 19: Três configurações de ângulo de ataque que interferem na magnitude das forças de arrasto e elevação.

Fonte: Çemgel (2015).

- Número de Mach: no escoamento é tido como um parâmetro-chave de compressibilidade (variação da densidade do fluido oriunda da redução de

volume do mesmo devido ao deslocamento do corpo), sendo a razão entre a velocidade de escoamento V e a velocidade local do som c (Fox & McDonald, 2016):

$$Ma = \frac{V}{c} \quad (3.29)$$

Onde o valor de Ma determina que parâmetros deverão ser considerados nos cálculos, esse parâmetro possui fases distintas, para $Ma < 1$ (fase subsônica) a compressibilidade é ignorada, $Ma = 1$ (fase transônica) a compressão torna-se importante, $Ma > 1$ (fase supersônica) onde tanto a compressão quanto o aquecimento aerodinâmico são considerados, e por fim $Ma > 5$ (fase hipersônica) em que a química do ar deve ser considerada para os cálculos das forças do objeto NASA (2015). Cada uma dessas fases em relação a inclinação do foguete pode ser verificado na Figura 20.

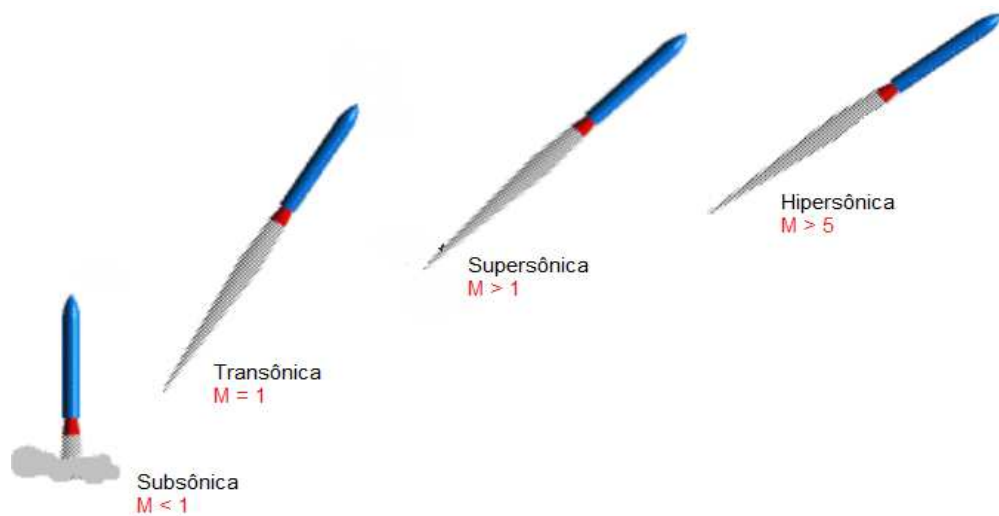


Figura 20: Fases sônicas do foguete.

Fonte: Adaptação NASA (2015).

Uma variação do coeficiente de arrasto e de elevação em função do Número de Mach e do ângulo de ataque α para um míssil V-2 é apresentada nos gráficos da Figura 21.

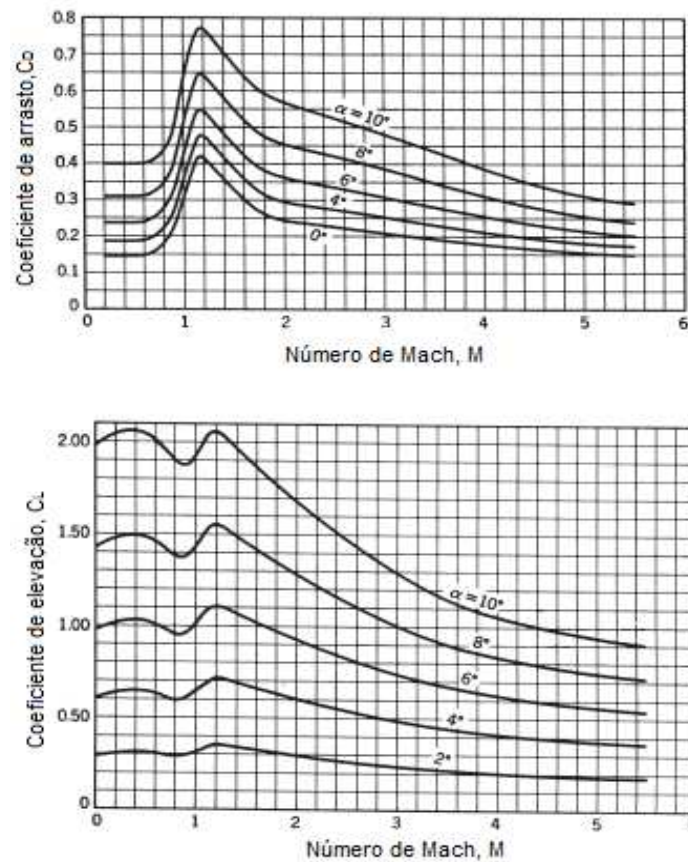


Figura 21: Variação do coeficiente de arrasto e elevação de um míssil V-2 em função do ângulo de ataque e Número de Mach.

Fonte: Adaptação Sutton & Biblatz (2010).

Segundo Fox (2016) as forças viscosas podem ser consideradas desprezíveis ou não em relação as forças de pressão com o cálculo do *Número de Reynolds*:

$$Re = \rho \frac{VL}{\mu} \quad (3.30)$$

Onde ρ é a massa específica do fluido, μ a viscosidade do fluido, V a velocidade típica do escoamento e L o comprimento característico. De acordo com o valor do Número de Reynolds as camadas de fronteiras podem ser laminares (ordenado) ou turbulentos (desordenado) como pode ser visto na Figura 22.

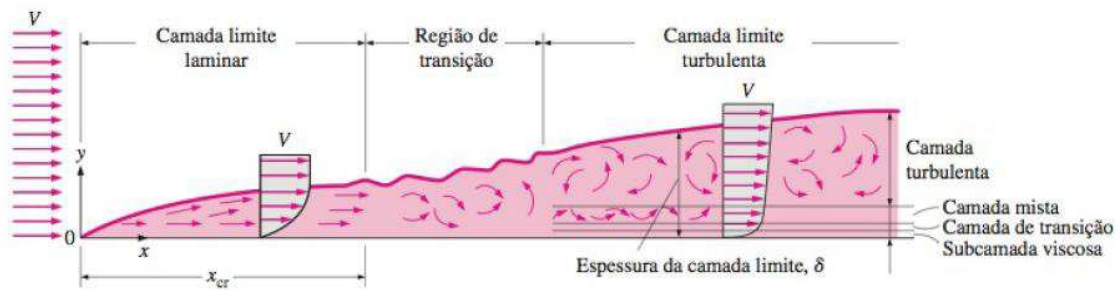


Figura 22: Comportamento da camada limite.

Fonte: Çengel (2015).

As forças aerodinâmicas em um foguete têm função diferente quando aplicadas em um avião, nas aeronaves a força de arrasto é usada para superar o peso da aeronave, já nos foguetes o impulso é oposto ao peso. Como o CP não coincide com o CG, as forças aerodinâmicas tendem a girar o foguete. Logo para foguetes o arrasto tende a ser bem maior que a força de elevação.

2.2.7 Estabilidade do foguete e equações de movimento

A principal característica de um foguete é manter-se em sua trajetória, ou seja, manter-se estável. Um foguete estável é aquele que percorre seu caminho de forma uniforme. É neste sentido que estudiosos projetam estes tipos de veículos. Sua estabilidade está relacionada com seu CG e CP observada na Figura 23. CG é o ponto em que o foguete pode ser perfeitamente equilibrado, já o CP é a localização média das forças de arrasto no momento em que o ar está passando pelo veículo em pleno voo (NASA, 2015).

Um foguete estável apresenta seu CP atrás do CG, e para torná-lo mais equilibrado alguns ajustes podem ser feitos, como alterar o tamanho das aletas ou movê-las mais para a traseira do foguete, também pode usar o método de alterar o peso do bico. Ambos os métodos são eficazes, pois aumentam a distância entre o CG e o CP.

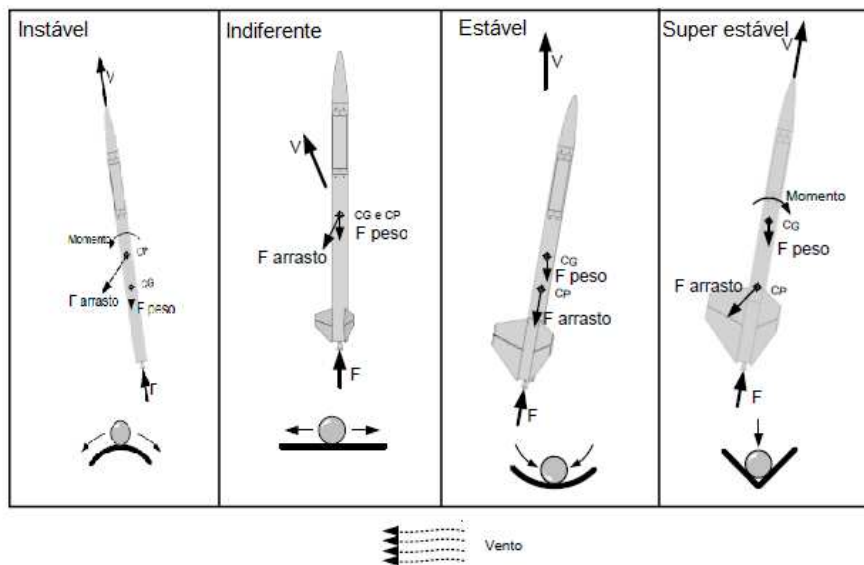


Figura 23: Diagrama de corpo livre das forças aplicadas sobre o foguete em diferentes configurações

Fonte: Adaptação Porto (2007).

O CG varia ao longo da trajetória devido o consumo do combustível. Para conhecer o CG do veículo pode-se medir no mesmo, ou encontrá-lo através de programas computacionais, como Porto (2007) obteve (Figura 24). Os princípios são os mesmos para todos os tipos de foguetes tanto para espaçomodelos (de papel, pet ou outro tipo de material) quanto para aeronaves tripuladas.

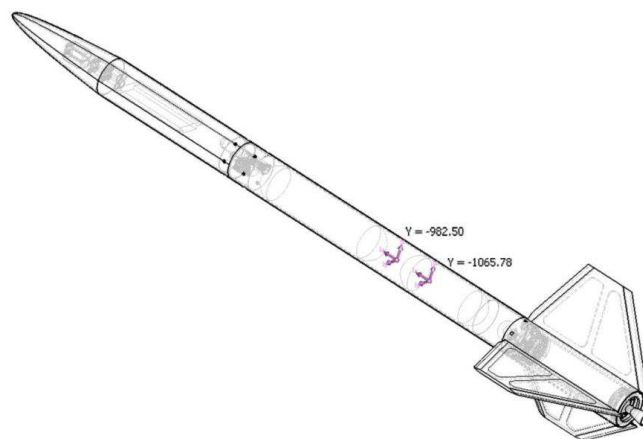


Figura 24: Centro de gravidade encontrado em programa de modelagem.

Fonte: Porto (2007).

Para o desenvolvimento das equações de movimento, é necessário primeiro estipular algumas considerações, definidas a seguir:

- O veículo sofre apenas influência da gravidade terrestre, desconsiderando qualquer outro corpo celeste;
- Atuam sobre ele as forças aerodinâmicas;
- Voo equilibrado e retilíneo;
- Trajetória bidimensional fixa a um plano;
- Não há movimento de rotação;
- Asas inclinadas em direção ao voo;
- Ângulo de ataque θ ;

Com um ângulo θ entre a direção de voo e uma referencia horizontal e o φ ângulo da direção de empuxo em relação à mesma referência, como detalhado na Figura 25. Desta forma de aplicando a 2ª Lei de Newton, que relaciona à mudança de velocidade do objeto com a força aplicada a um objeto igual à massa do objeto vezes a aceleração causada por essa força (Sutton & Biblarz, 2010), obtendo:

$$m \frac{du}{dt} = F \cos(\psi - \theta) - F_D - mg \sin \theta \quad (3.31)$$

Para a direção normal ao voo temos:

$$mu \frac{d\theta}{dt} = F \sin(\psi - \theta) + F_L - mg \cos \theta \quad (3.32)$$

Combinando as equações 3.16 e 3.17 com as Equações 3.22 e 3.23 encontramos como resultado:

$$\frac{du}{dt} = \frac{F}{m} \cos(\psi - \theta) - \frac{C_D}{2m} \rho u^2 A - g \sin \theta \quad (3.33)$$

$$u \frac{d\theta}{dt} = \frac{F}{m} \sin(\psi - \theta) + \frac{C_L}{2m} \rho u^2 A - g \cos \theta \quad (3.34)$$

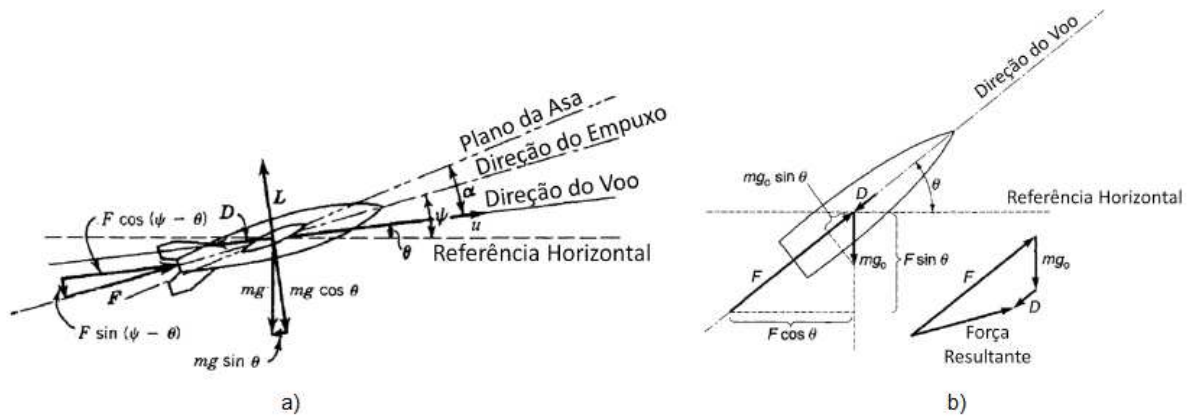


Figura 25: Forças sobre o protótipo, a) Com aletas, b) Sem aletas

Fonte: Adaptação Sutton e Biblarz (2010).

Porém para as expressões encontradas acima, como cada uma pode variar independente da outra, não é possível obter uma solução geral. Logo dependendo da missão será estipulado um parâmetro diferente do desempenho de voo.

Há também a análise de estabilidade para foguetes sem aletas, porém não será discutido neste trabalho que é embasado em um espaçomodelo com asas.

2.2.8 Conservação de massa

Para determinar a distribuição da velocidade do fluido que circunda o veículo, deve-se resolver uma serie de equações que expressem a conservação de massa. A massa é uma propriedade que se conserva, e não pode ser criada ou destruída, logo permanece constante (Çengel, 2015), ou seja, quando um objeto sólido é deslocado de um ponto **A** a um ponto **B** sua forma, densidade e volume permanece a mesma.

No estudo da estática de fluidos ao deslocarmos uma quantidade de fluido, sendo liquido ou gás, do ponto A ao B a sua forma é alterada, mas sua densidade e seu volume não, Já na dinâmica de fluidos o estudo é um pouco mais complicado, pois o fluido está em movimento. Considerando a massa do fluido da combustão que passa pelo ponto **I** da tubeira (montante do escoamento Figura 26) em algum tempo t com área A à uma velocidade V chega-se a um volume vol :

$$vol = A \cdot V \cdot t \quad (3.35)$$

Reorganizando a equação da massa agora com o volume em função desta e da densidade e substituindo na Equação 3.35 chegamos a:

$$m = \rho \cdot vol \rightarrow vol = \frac{m}{\rho} \quad (3.36)$$

$$\frac{m}{\rho} = AVt \quad (3.37)$$

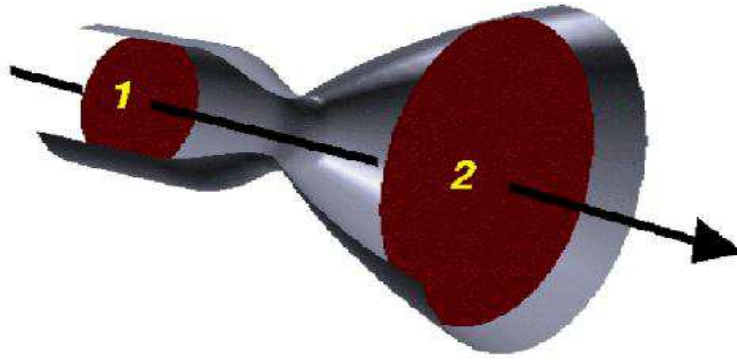


Figura 26: Escoamento do fluido da combustão.

Fonte: NASA (2015).

Assim o fluido dinâmico que passa pelo ponto **a** com uma massa m_a com densidade ρ , é definido como:

$$m_1 = (\rho VAt)_1 \quad (3.38)$$

Agora com o fluido passando pelo ponto **2** (jusante do escoamento) com a mesma quantidade de tempo t , têm-se:

$$m_2 = (\rho VAt)_2 \quad (3.39)$$

Partindo do princípio de conservação de massa as duas massas tanto no ponto **a** quanto no **2** é a mesma, assim como a quantidade de tempo também é constante, logo:

$$(\rho VA)_1 = (\rho VA)_2 \quad (3.40)$$

Ou

$$\rho VA = cte \quad (3.41)$$

A equação 3.41 é a simplificação da Equação da Conservação de Massa para um escoamento de permanente e compressível, com ela é mais fácil determinar a velocidade de um fluido que escoa por um tubo considerando uma densidade constante, assim para determinar a velocidade de um fluxo basta conhecer a área da seção, essa velocidade associada a uma massa em um instante de tempo que passa por uma determinada área é conhecida como taxa de fluxo de massa, um parâmetro de extrema importância na determinação do impulso do foguete (NASA, 2015). Porém caso a massa de saída da tubeira se aproxime da velocidade do som a densidade do fluido não é mais constante, então novas expressões deverão ser formuladas. A Conservação de massa também ocorre na forma diferencial como parte das equações de Navier-Stokes do fluxo do fluido.

2.2.9 Pressão sobre o foguete durante o voo e pressão na câmara de combustão

Quando um corpo sólido interage com um meio fluido o “ponto de contato” é cada ponto da superfície do corpo, assim a aplicação ou transmissão de força entre os dois é estabelecida em cada ponto, onde a transmissão é feita através da pressão do fluido, uma força normal por unidade de área (Çengel, 2015). Essa pressão é calculada pela equação:

$$P = \frac{F}{A} \quad (3.42)$$

Em que P é uma quantidade escalar relacionada ao impulso das moléculas do fluido. Já a força é uma quantidade vetorial, logo possui grandeza e direção. Para determinar a direção da força é necessário levar em conta que a pressão atua de forma perpendicular a superfície, assim a direção da força está ao longo dessa normal, para efeito de cálculo será definida pela letra n . Segundo o site da NASA (2015) a direção altera da parte frontal do foguete para a traseira e da parte superior para a inferior. Para conseguir chegar à força

mecânica líquida que o fluído exerce sobre todo o veículo cada seção será incrementada na somatória geral, assim:

$$F = \sum P \cdot A \cdot n \quad (3.43)$$

Como as seções são infinitamente pequenas uma aproximação mais correta será utilizada o artifício da integral da pressão em função da área ao redor da superfície do corpo.

$$F = \oint P \cdot n \cdot dA \quad (3.44)$$

O circulo na integral é devido a área de estudo ser ao redor do corpo. Por fim considerando que sobre um corpo em movimento imerso em um fluído o mesmo apresenta velocidades diferentes em cada ponto e como a pressão depende da velocidade deduz-se que a pressão também é diferente em cada ponto.

Outra ação da pressão nos modelos de foguete está contida na câmara de combustão, é a pressão gerada pela queima do propelente, sendo um dos principais parâmetros para o motor, pois está diretamente relacionada na Taxa de Combustão, Eficiência Termodinâmica e Empuxo como pode ser visto nas equações das seções anteriores, sem mencionar que é a força com maior intensidade que a câmara irá suportar.

O motor passa por três fases do regime de pressão como mostra o gráfico da Figura 28, partindo da pressurização que é a fase de ignição sendo muito breve seguida pela fase do regime permanente que é caracterizada pelo período em que o grão está sendo consumido e depende da variação da geometria do propelente associada com a variação da taxa de queima, e por fim sofrendo a despressurização onde a pressão cai para o nível ambiente no fim da queima (Nakka, 1984).

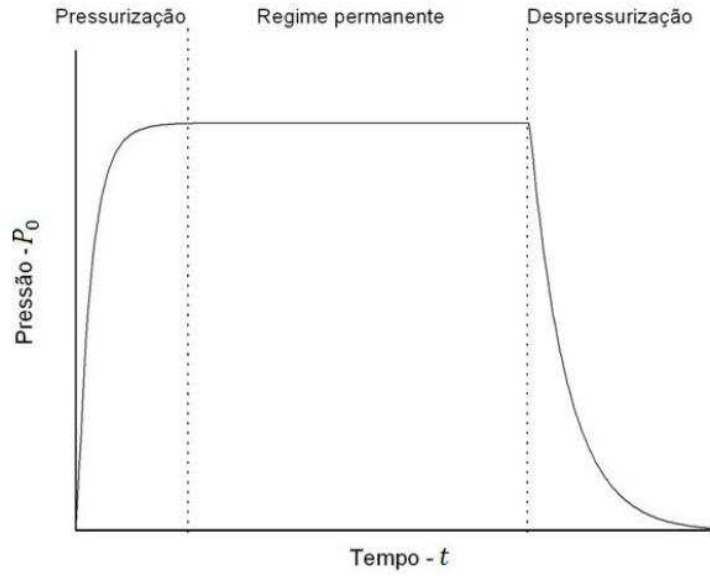


Figura 27: Curva de pressão de um motor com área de queima constante.

Fonte: Sanches (2005).

Baseado no princípio da Lei da conservação de Massa, que já foi citada anteriormente com base no TTR, a massa do grão que será queimado dentro da câmara deve ser igual à massa dos gás que sai da mesma, assim tem-se a seguinte expressão:

$$\dot{m}_g = A_b \rho_p r \quad (3.45)$$

Onde A_b é a área de queima do grão, ρ_p é a massa específica e r é a taxa de queima do propelente (taxa de regressão de superfície). Segundo Nakka (2017) a taxa em que os produtos da combustão são armazenados na câmara de combustão pode ser definida pela seguinte equação:

$$\frac{dM_s}{dt} = \frac{d}{dt}(\rho_o v_o) = \rho_o \frac{dV_o}{dt} + v_o \frac{d\rho_o}{dt} \quad (3.46)$$

Onde M_s é a massa instantânea dos gases dentro da câmara, t é o tempo, ρ_o é a massa específica instantânea dos gases e v_o é o volume instantâneo ocupado pelo gás, que é igual ao volume livre instantâneo da câmara. A variação do volume em função do tempo é igual a variação do volume pelo consumo do propelente definido por:

$$\frac{dv_o}{dt} = A_b r \quad (3.47)$$

Logo:

$$\frac{dM_s}{dt} = A_b \rho_o r + v_o \frac{d\rho_o}{dt} \quad (3.48)$$

O fluxo que escoar através da garganta é limitado devido a sua geometria, esse fenômeno é conhecido como *Entupimento*, isso leva a um aumento de pressão na câmara, nessa região o fluxo atinge a velocidade sônica ($Ma = 1$). Partindo desse conceito a Equação 3.48 pode ser derivada, assim como foi realizada por Nakka (2017) onde a dedução está disposta no Apêndice D em sua obra, para obter a vazão com a seguinte expressão:

$$\dot{m}_b = P_c A^* \sqrt{\frac{k}{RT_c}} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \quad (3.49)$$

Em que $\dot{m}_b$ é a vazão mássica que flui pela garganta, P_c é a pressão da câmara e $R = R'/M$. Retomando o princípio da Conservação de Massa pode ser formulado um equilíbrio entre a *taxa de geração de massa* e a soma das taxas de acúmulo de massa na câmara e o escoamento que sai pela tubeira, logo:

$$\dot{m}_g = \frac{dM_s}{dt} + \dot{m}_b \quad (3.50)$$

Substituindo as Equações 3.45 e 3.48 na Equação 3.50, obtém-se:

$$A_b \rho_p r = \rho_o A_b r + v_o \frac{d\rho_o}{dt} + \dot{m}_b \quad (3.51)$$

Substituindo as Equações 2.7 e 3.49 na Equação e 3.51:

$$A_b \rho_p a P_o^n = \rho_o A_b a P_o^n + v_o \frac{d\rho_o}{dt} + P_c A^* \sqrt{\frac{k}{RT_c}} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \quad (3.52)$$

Onde T_c é a temperatura da câmara, logo partindo da *Lei dos Gases Perfeitos*, a massa específica pode ser definida como:

$$\frac{d\rho_o}{dt} = \frac{1}{RT_c} \frac{dP_c}{dt} \quad (3.53)$$

Considerando que a temperatura da câmara não varia com relação à pressão tem-se:

$$\frac{v_o}{RT_c} \frac{dP_c}{dt} = A_b a P_c^n (\rho_p - \rho_o) - P_c A^* \sqrt{\frac{k}{RT_c}} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \quad (3.54)$$

A Equação 3.54 permite determinara a taxa de variação da pressão no regime transiente de pressurização, já para o regime permanente o primeiro termo é anulado e a pressão pode ser definida como:

$$P_c = \left[\frac{A_b}{A^*} \frac{a \rho_p}{\sqrt{\frac{k}{RT_c}} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}} \right]^{\frac{1}{1-n}} \quad (3.55)$$

Na Equação 3.55 a massa específica dos produtos de combustão foi desconsiderada por ser insignificante se comparada a do propelente. Levando em consideração as Equações 2.7 e 3.22, o *Numero de Klemmung* K_n (Equação 3.57) e assumindo $R = R'/M$, a Pressão em regime permanente pode ser simplificada:

$$P_c = K_n \rho_p r c^* \quad (3.56)$$

$$K_n = \frac{A_b}{A^*} \quad (3.57)$$

Já na fase de despressurização onde o propelente termina de ser consumido $A_b = 0$ a Equação 3.54 é simplificada para:

$$\frac{v_o}{RT_c} \frac{dP_c}{dt} = - \frac{P_c A^*}{c^*} \quad (3.58)$$

Resolvendo essa equação para determinar a pressão na fase de despressurização tem-se:

$$P_c = P_{bo} e^{\left(\frac{RT_c A^*}{v_o c^*} t\right)} \quad (3.59)$$

Onde P_{bo} é a pressão no fim da queima e t é o tempo a partir do fim da queima. Porém para um motor real essa equação não é o suficiente, pois desconsidera o acúmulo de partículas solidas (sobras do propelente) na garganta. Em um motor de pequeno porte o tempo de combustão é menor, logo as fases transiente são mais significativas, mas pode ser corrigida por um projeto bem elaborado.

2.2.10 Resistência mecânica

Para a análise da resistência do modelo em estudo é necessário fazer algumas considerações, para o corpo do motor que é basicamente um tubo sob pressão interna as seguintes equações encontradas nas publicações de Blake (1990) e Young (2002) podem ser usadas:

$$\beta = \frac{\sigma_{esc}}{\sigma_{ult}} \quad (3.60)$$

A Equação 3.60 caracteriza a relação entre as tensões circunferencial e longitudinal atuantes na parede da câmara. As equações seguintes são a pressão de projeto e a pressão de rompimento:

$$P_p = 2 \frac{\sigma_{esc} t}{DCS} \quad (3.61)$$

$$P_R = 2 \frac{\sigma_{esc} t}{D} B_E \quad (3.62)$$

Onde CS é o coeficiente de segurança, D é o diâmetro externo, t a espessura do tubo e B_E é o fator de rompimento para cilindros pressurizados, sendo um valor empírico podendo ser determinado pela curva polinomial da Figura 29 e representado pela expressão:

$$B_E = A\beta^4 + B\beta^3 + C\beta^2 + D\beta + E \quad (3.63)$$

Em que A = 9,5833, B = -33,528, C = 44,929, D = -28,479 e E = 8,6475.

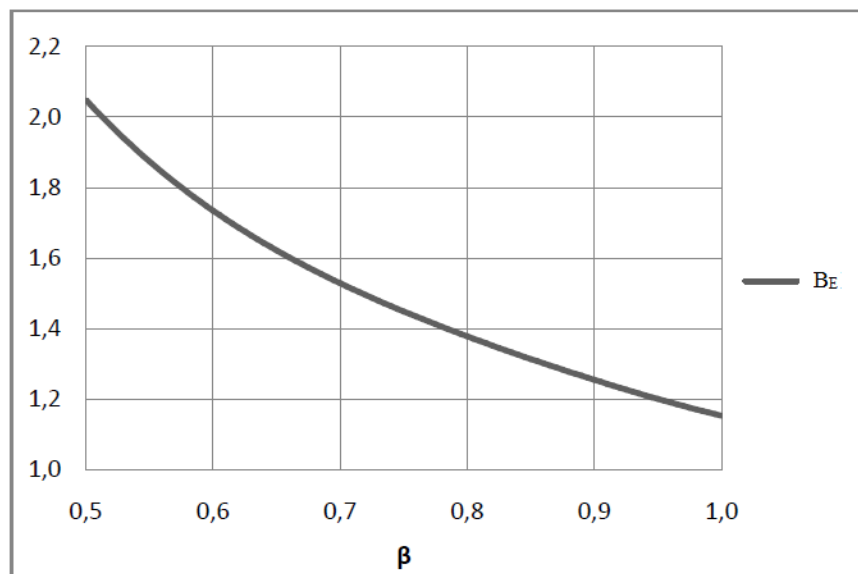


Figura 28: Fator de rompimento em função de β .

Fonte: Porto (2007).

O Coeficiente de segurança de rompimento é obtido pela relação das pressões:

$$CS_R = \frac{P_R}{P_p} \quad (3.64)$$

A Variação do diâmetro em função das propriedades do material E e ν da pressão de projeto é expressa por:

$$\Delta D = \frac{P_p D^2}{2Et} \left(1 - \frac{\nu}{2}\right) \quad (3.65)$$

E a Variação do comprimento em função da variação do diâmetro é dada por:

$$\Delta C = \pi \Delta D \quad (3.66)$$

Dos tipos de falhas que podem ser encontradas no motor pode-se citar a deformação plástica onde o material ultrapassa seu ponto de escoamento podendo ocorrer devido ao excesso de carga para o qual a peça em estudo não estava projetada (Beer, 2015), ou pode ocorrer por outros motivos, no caso dos foguetes a deformação pode ser fruto dos pontos de concentração de tensões como a fixação da tubeira e do cabeçote e a área de redução de seção da tubeira, neste caso se o esforço ultrapassar o projetado o elemento estará sujeito a uma falha por ruptura. Uma possível falha por fadiga seria improvável, pois a utilização do motor é bem restringida para apenas algumas vezes. Há uma área que sofrerá maior esforço mecânico, a seção central do foguete, devido a combinação da força de arrasto com a força de inércia da massa da ogiva, a parte com maior massa no modelo (Figura 30).

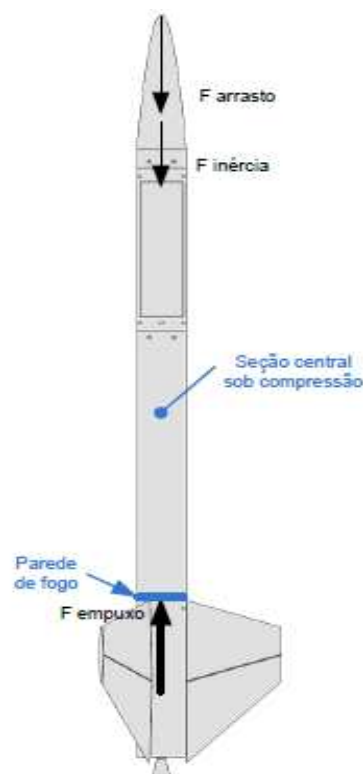


Figura 29: Diagrama de corpo livre das forças que agem na seção central.

Fonte: Porto (2007).

A resultante das forças age na parte central e é responsável pela aceleração do foguete, de acordo com o diagrama de corpo tem-se:

$$F_T = -(F_L + F_{inercia}) \quad (3.67)$$

E que a força de inércia pode ser obtida com a aplicação da Segunda Lei de Newton, com a massa da ogiva multiplicada pela aceleração máxima do modelo:

$$F_{inercia} = m_{OG} a_{max} \quad (3.68)$$

Assim a tensão axial pode ser obtida pela relação entre a força de compressão axial e a área da seção do tubo:

$$\sigma_x = \frac{-F_C}{A} = \frac{-F_C}{\pi(R^2 - r^2)} \quad (3.69)$$

Onde R é o raio externo e r o raio interno. Uma tensão de cisalhamento resultante máxima expressa pela Equação 3.70 pode ser vista na Figura 31.

$$\tau_{max} = \frac{\sigma_x}{2} \quad (3.70)$$

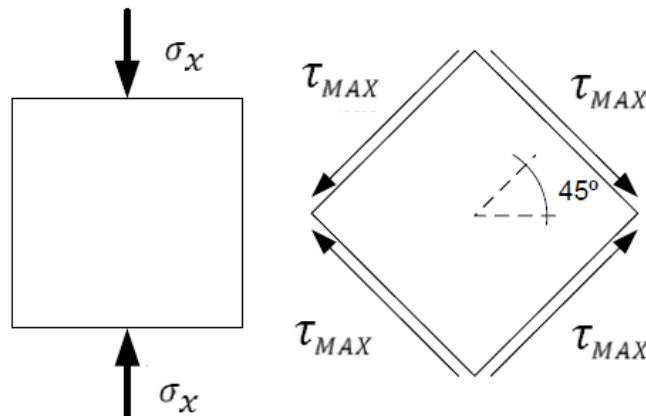


Figura 30: Plano de tensões.

Fonte: Adaptação Porto (2007).

Outra forma de falha que preocupa em um projeto de espaçomodelo é a flambagem que é uma das formas mais perigosas de falha, podendo ocorrer de forma inesperada (Norton, 2013). Ela não é considerada para foguetes com uma relação entre o comprimento e o diâmetro muito pequenos (Nakka, 1984). No caso de uma seção transversal longa a tensão e forças críticas são:

$$\sigma_{crit.} = \frac{F_{crit.}}{A} = \frac{\pi^2 E}{\left(\frac{L}{K}\right)^2} \quad (3.71)$$

Onde L/K é a razão de esbelteza, sendo L o comprimento da seção e K o raio de giração obtido através de:

$$K = \sqrt{\frac{I}{A}} \quad (3.72)$$

Em que I é o momento de inércia da seção do tubo, sendo:

$$I_x = I_y = \frac{\pi}{64} [D^4 - d^4] \quad (3.73)$$

Onde d é o diâmetro interno. A força máxima é tida como:

$$F_{max} = \frac{F_{crit.}}{CS} \quad (3.74)$$

As equações acima são um estudo das forças que tem relação com a ogiva, porém o foguete possui outro elemento que fica exposto durante o voo, as aletas, e sua análise também é importante. Portanto considerando a Figura 32 pode-se ser feita uma análise melhor (Porto, 2010).

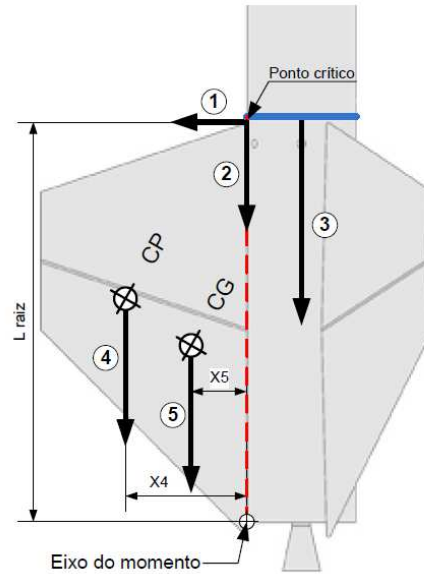


Figura 31: Diagrama de corpo livre das forças da aleta

Fonte: Porto (2007).

O vetor 4 é a força de arrasto e o 5 a força de inércia, ambas transferidas ao corpo pela área de conexão (linha tracejada). Combinadas geram uma resultante cortante (vetor 2) e uma força normal máxima em equilíbrio com o momento gerado em relação a área de fixação (vetor 1), definidas como:

$$F_2 = F_4 + F_5 \quad (3.75)$$

$$F_1 = \frac{F_4 x_4 + F_5 x_5}{L_{raiz}} \quad (3.76)$$

A combinação das forças de inércia e arrasto com a força de inércia da seção da área de fixação agem na junta com a seção central (vetor 3), que pode ser obtida somando as forças de arrasto de cada aleta com a inércia do tubo e aletas:

$$F_3 = N_A F_4 + m a_{max} \quad (3.77)$$

Onde m é a massa da seção, N_A é o número de aletas.

O ponto com maior concentração de esforços na aleta é o ponto critico, ele suporta o empuxo, o arrasto e a inércia da área central e da ogiva, sem mencionar que nesse ponto há ainda a ação de tração por parte da aleta e pela massa do conjunto.

2.2.11 Distribuição de Velocidade

Existe um pequeno componente de velocidade perpendicular à superfície que se desloca ou move o fluxo acima dele, pode-se definir a espessura da camada limite como a quantidade desse deslocamento em que essa espessura depende do numero de Reynolds, como já discutido anteriormente, que é uma proporção das forças inércias e a viscosidade (NASA, 2015).

Porém para realizar um estudo em que a camada limite está presente é um pouco complicado. Desconsiderando sua presença a velocidade pode ser obtida com a equação da Primeira Lei da Termodinâmica com fluxo de massa do ponto 1 ao ponto 2 temos a seguinte equação:

$$e_2 + (Pv)_2 + \left(\frac{V^2}{2}\right)_2 + gz_2 = e_1 + (Pv)_1 + \left(\frac{V^2}{2}\right)_1 + gz_1 \quad (3.78)$$

Onde e é a energia interna, P a pressão, v o volume específico, V velocidade do fluido e z a variação de elevação, porém considerando que não há tal variação os termos se cancelam. Onde se não há transferência de calor a energia interna permanece constante podendo ser eliminada, e para simplificar ainda mais a equação o termo de variação de elevação pode ser cortado considerando que o estudo é na mesma linha de ação, dessa forma:

$$(P \cdot v)_2 + \left(\frac{V^2}{2}\right)_2 = (P \cdot v)_1 + \left(\frac{V^2}{2}\right)_1 \quad (3.79)$$

Como o volume específico é o inverso da densidade, temos:

$$\left(\frac{P}{\rho}\right)_2 + \left(\frac{V^2}{2}\right)_2 = \left(\frac{P}{\rho}\right)_1 + \left(\frac{V^2}{2}\right)_1 \quad (3.80)$$

Em alguns momentos equações mais simples podem ser usadas para a determinação da velocidade, como por exemplo, as equações de Euler que descreve como a velocidade, a pressão e a densidade de um fluído estão relacionadas. Em suas equações Euler desconsidera a viscosidade do fluído, que está inclusa nas equações de Navier-Stokes, tornando assim equações aproximadas de problemas de fluidos reais.

Assim como Fox & MacDonald (2016) mencionam em sua obra que em um estudo real não há fluidos sem viscosidade, porém em muitos problemas de escoamento, principalmente na aerodinâmica, pode-se considerar $\mu = 0$ para obter soluções com sucesso. A seguir será apresentada uma forma simplificada, bidimensional e estável das equações de Euler, como equações diferenciais parciais apresentadas a seguir:

$$\text{Continuidade: } \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} = 0 \quad (3.81)$$

$$\text{X – Momentun: } \frac{\partial(\rho u^2)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho uv)}{\partial y} = - \frac{\partial P}{\partial x} \quad (3.82)$$

$$\text{Y – Momentun: } \frac{\partial(\rho uv)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v^2)}{\partial y} = - \frac{\partial P}{\partial y} \quad (3.83)$$

Obter a solução destas equações é uma tarefa complicada, pois resolver um problema de fluxo é preciso resolver as três equações simultaneamente para conseguir valores para três incógnitas. Atualmente para resolver este tipo de equações são usados programas computacionais com métodos tais como elementos finitos, volumes finitos, entre outros (Fox, 2016). Anteriormente eram feitas simplificações assumindo que o gás estaria a baixa velocidade com um fluxo incompressível em que a densidade é constante. Com essas considerações o conjunto de equações torna-se:

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0 \quad (3.84)$$

$$u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} = - \frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x} \quad (3.85)$$

$$u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} = - \frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial y} \quad (3.86)$$

2.2.12 Energia gerada durante o voo

Associado a Conservação de massa há outro dois parâmetros para a determinação da velocidade de um fluido, a conservação de impulso e a conservação de energia (NASA, 2015).

Na Conservação de energia no estudo do espaçomodelo aplicando a Primeira Lei da Termodinâmica a um gás adotando E como a energia interna do gás que realiza um trabalho W e transfere um calor Q do ponto 1 ao ponto 2, temos:

$$E_2 - E_1 = Q - W \quad (3.87)$$

Para simplificar os cálculos os engenheiros espaciais usam variáveis intensivas, variáveis que não dependem da massa do gás, essas variáveis são chamadas de variáveis específicas (NASA, 2015). Para criá-la toma-se uma propriedade que dependa da massa do sistema e dividimos pela massa do sistema. Para diferenciá-las em nossos cálculos usa-se o mesmo parâmetro com a letra minúscula, assim a Equação 3.87 fica:

$$e_2 - e_1 = q - w \quad (3.88)$$

Como se trata de um gás em movimento é acrescentado do lado esquerdo da última equação a energia cinética específica a energia interna. Desta forma a energia cinética para substâncias em movimento é:

$$K = \frac{m \cdot u^2}{2} \quad (3.89)$$

Tornando-a uma variável específica:

$$k = \frac{u^2}{2} \quad (3.90)$$

Onde u é a velocidade do gás de escape. Assim a Equação 3.90, torna-se:

$$e_2 - e_1 + k_2 - k_1 = q - w \quad (3.91)$$

Para o trabalho de um gás em movimento têm-se duas partes, a primeira é usada para mover o fluido ou girar o eixo, enquanto que a segunda altera o estado do gás. Logo:

$$w = (P \cdot v)_2 - (P \cdot v)_1 + w_e \quad (3.92)$$

Onde w_e é o trabalho do eixo, P é a pressão e v o volume específico. Substituindo a Equação 3.92 na Equação 3.91 têm-se:

$$e_2 - e_1 + k_2 - k_1 = q - [(P \cdot v)_2 - (P \cdot v)_1 +] \quad (3.93)$$

Reorganizando e substituindo termos anteriores, a Equação 3.93 passa a ser:

$$e_2 + (P \cdot v)_2 - e_1 - (P \cdot v)_1 + \left(\frac{u^2}{2}\right)_2 - \left(\frac{u^2}{2}\right)_1 = q - w_e \quad (3.94)$$

Fazendo a análise dos quatros primeiros termos do lado esquerdo da equação podemos simplificar a equação adicionando uma variável útil para o estudo do gás que é a entalpia, definida pela seguinte expressão:

$$h = e + (Pv) \quad (3.95)$$

Desta forma:

$$h_2 - h_1 + \left(\frac{u^2}{2}\right)_2 - \left(\frac{u^2}{2}\right)_1 = q - w_e \quad (3.96)$$

Ainda podem-se combinar os termos da entalpia com os da velocidade para obter a entalpia total.

$$h_t = h + \frac{u^2}{2} \quad (3.97)$$

$$h_{t2} - h_{t1} = q - w_e \quad (3.98)$$

A Equação 3.98 é a forma final e mais útil da Equação da Energia.

2.2.13 Balística

Durante o projeto do foguete é importante obter certos parâmetros como altitude, velocidade e aceleração de voo, entre outros, de forma mais rápida. Nakka (1984) desenvolveu um método simples para o processo, ele parte de condições ideais (sem atrito aerodinâmico e empuxo constante) que podem ser corrigidas posteriormente em programas computacionais, assim para uma altitude ideal no fim da queima:

$$z_B = \frac{1}{2} \left(\frac{F}{m} - g \right) t_B^2 \quad (3.99)$$

Onde z_B é a altitude no fim da combustão, que é utilizada para determinar a velocidade ideal V_B no fim da combustão:

$$V_B = V_{max} = \sqrt{\frac{2z_B}{m} (F - mg)} \quad (3.100)$$

O apogeu z_A é determinado pela equação:

$$z_A = \frac{F z_B}{mg} \quad (3.101)$$

O tempo ideal para o apogeu t_A :

$$t_A = t_B + \sqrt{\frac{2}{g} (z_A - z_B)} \quad (3.102)$$

3. MATERIAL E MÉTODO

A metodologia utilizada no presente trabalho é composta da exposição dos parâmetros necessários para o projeto do espaçomodelo organizada por uma sequência de etapas que estão expostas de acordo com a ordem da fabricação do modelo. Seguindo uma linha de raciocínio diferente daquelas adotadas nos demais projetos, pois o estudo foi produzido em cima de um modelo já pré-determinado, ou seja, com um modelo já definido previamente foi feito a análise dos fenômenos já mencionados na Seção 2, e devido algumas condições do protótipo houve a necessidade de alterar alguns parâmetros a fim de tornar o modelo mais satisfatório.

3.1 Considerações iniciais

Como já mencionado o modelo depende do tipo de missão ao qual está destinado, o modelo deste trabalho é apenas para verificação prática dos assuntos explanados em sala de aula, sem a intenção de elevá-lo a grandes altitudes ou transportar uma carga. Tendo isso em mente o modelo de foguete foi simplificado para tornar o estudo mais fácil como será visto nas seções que seguem.

Para início do projeto é determinado a sequência de etapas para a montagem do modelo como está demonstrado no fluxograma da Figura 32. Relembrando que o projeto é a análise de um modelo já estabelecido, onde foi feita apenas a montagem, diferente dos demais projetos, que inicialmente é feito os cálculos para determinar dimensionamento do foguete, tipo de material dos componentes, qual o tipo de propelente adequado, formato das peças, etc.. O protótipo em estudo foi baseado no já existente e testado “*TKOR 2000 Randomizer Rocket*” elaborado por SonicDad Projects com a participação Grant Thompson, onde o manual de fabricação e vídeos de tutorial podem ser encontrados no endereço virtual de ambos. Algumas modificações foram feitas para adequação da situação local e devido à disponibilização de materiais. As duas últimas etapas do fluxograma (Análise de desempenho e Apresentação de resultados) estão descritas na Seção 4.

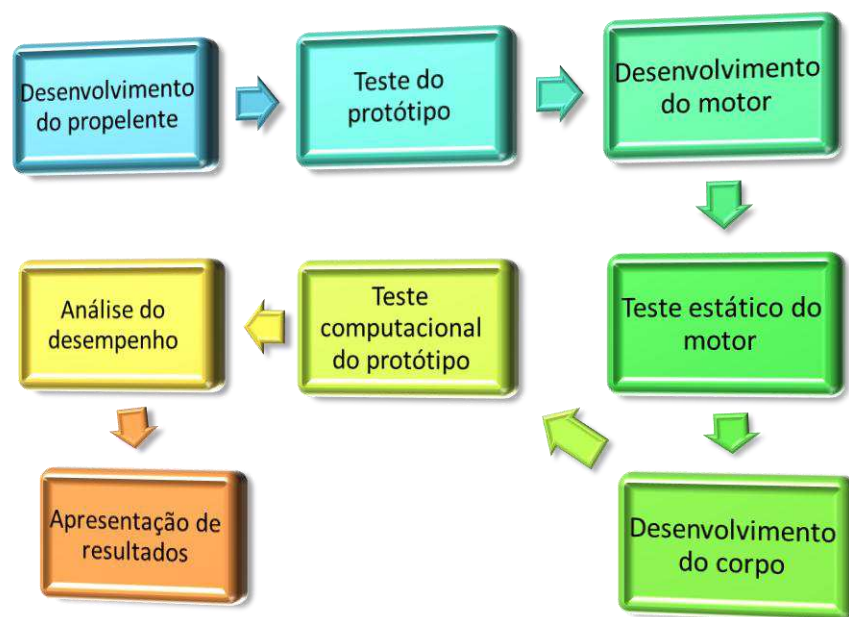


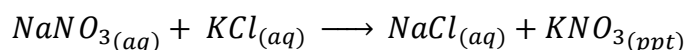
Figura 32: Fluxograma do plano de projeto.

Fonte: Própria (2017).

3.2 Desenvolvimento do propelente

Para este projeto o propelente utilizado foi à base de nitrato de potássio servindo como combustível, acrescentado a uma sacarose (açúcar cristal) que será o oxidante. O principal motivo da escolha deste tipo é pelo fato de fácil obtenção, baixo custo e segurança no manuseio. Mas essa escolha tem desvantagens como produção de fumaça e partículas sólidas que acabam alterando o desempenho por causa da inércia mássica e térmica.

Como a obtenção de Nitrato de Potássio (KNO_3) puro é restringida pelo exército para adquiri-lo pode ser pela forma de adubo, ou pode ser feito sua síntese de elementos secundários. Para este projeto foi feita uma reação química com outros elementos de mais fácil obtenção, foi utilizado Cloreto de Potássio (KCl), 380g, e Nitrato de Sódio ($NaNO_3$), 450g, onde a reação química a uma baixa temperatura é explicada pela equação a seguir:



Após misturar o KCl junto ao NaNO_3 em água fervente a solução aquosa, fruto do processo, foi posta em um congelador para que ocorra a precipitação do KNO_3 , pois este componente é muito pouco solúvel em baixas temperaturas como pode ser visto no gráfico da Figura 33 que apresenta os sais que foram utilizados na reação.

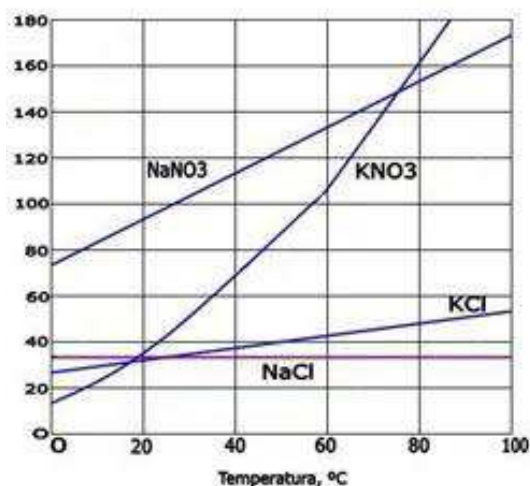


Figura 33: Solubilidade dos sais da reação.

Fonte: Clube da Malaca (2011).

A Figura 34 mostra cada um dos componentes da reação.



Figura 34: Sais da reação.

Fonte: Própria (2017).

Após obter KNO_3 em forma de cristal foi iniciada a formação do propelente propriamente dito através da mistura deste com a sacarose (açúcar de confeitaria) em um

processo de aquecimento. Logo em seguida foi dado um formato a massa, e dentre as geometrias apresentadas na seção 2.3 à escolhida foi a de núcleo tubular (Figura 35) devido novamente à questão de fabricação e custo. Referente à inibição, que evita a queima desordenada do grão, não será utilizada no propelente do projeto, em contrapartida a preparação do grão deve ser mais rigorosa para evitar este efeito.



Figura 35: Grão propelente na forma tubular.

Fonte: Própria (2017)

As propriedades desse propelente podem ser obtidas a partir do *software* CProPe 1.1 que tem como dados de entrada:

- A massa de cada ingrediente;
- Temperatura dos ingredientes: para os cálculos foi adotado 27 °C;
- Pressão da câmara: onde foi adotado a pressão de 6894,76 KPa (1000 Psi) e;
- A pressão de saída do bocal: no caso a pressão ambiente ao nível do mar, 1 atm (101,325 KPa ou 14,7 psi).

Os dados de saída que serão utilizados são:

- Temperatura e pressão em cada etapa do motor: esses valores são calculados pelo programa nem sempre vai atender a necessidade real do modelo, mas podem ser consideradas para um cálculo inicial;
- CP/CV: que é a proporção de calores específicos, equação 3.7;
- Velocidade característica: corresponde ao escape dos gases, esse parâmetro foi citado na seção 3.2.2;
- Impulso específico: impulso produzido por uma massa unitária (seção 3.2.1.3), e;
- Razão de expansão ideal: é a razão entre a área de saída e a área da garganta (A/A), trata-se de um parâmetro importante no dimensionamento do bocal;

Cada uma das propriedades é apresentada na Tabela 2 a seguir:

Tabela 2: Valores da combustão fornecidos pelo CProPep 1.1.

Fonte: Própria (2017).

Dados de saída	Câmara de combustão	Garganta	Saída do bico
Temperatura (°C)	1439,421	1331,888	751,888
Pressão (KPa)	6890,1	3979,0328	101,325
CP/CV	1,133	1,134	1,144
Peso molecular da mistura (g/mol)	41,887	41,887	41,887
Velocidade do som (m/s)	617.58372	601.21942	480.20388
Impulso específico ideal (g/s)		61.30732	15,97380
Velocidade característica (m/s)		91,618	91,618
Razão de expansão ideal		1,00	10,05

As medidas do propelente são apresentadas a seguir:

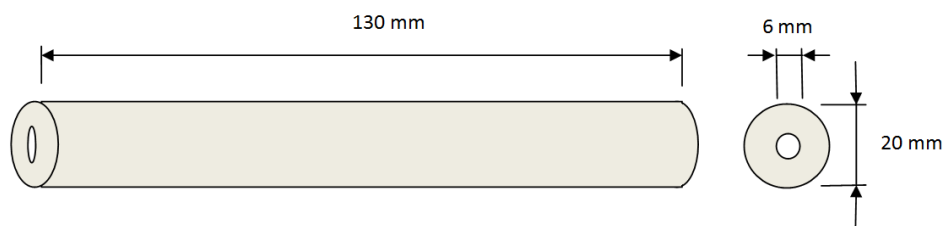


Figura 36: Medidas do grão propelente

Fonte: Própria

Com as equações estabelecidas na seção 2.3 são obtidos os valores para o propelente em estudo que podem ser verificados na Tabela 3.

Tabela 3: Parâmetros do grão encontrado.

Fonte: Própria (2017).

Parâmetro	Valores obtidos
Volume do grão	59,014818 cm ³
Densidade ideal	1,46 g/cm ³
Densidade real	245,614 g/cm ³

3.3 Desenvolvimento do motor

O tipo de motor utilizado no projeto foi à base de propelente sólido em que o próprio propelente protege as paredes da câmara no momento da queima. Este tipo de motor é o mais utilizado em espaçomodelo pelo fato de sua fabricação ser mais fácil, assim como o material, tanto da câmara do motor quanto do propelente, serem mais acessíveis, sem mencionar o custo, que é o mais baixo dos três modelos citados na seção 2.2.

Um detalhe muito importante deve ser mencionado, o protótipo deste projeto não possui tubeira. Foi optado por este tipo de modelo a fim de tornar o estudo mais simples, e também por motivos de custo, tendo em vista que o motor é a parte que mais requer investimento, assim como também foi visado que este elemento deve ser levado em consideração para projetos em que o objetivo principal é levar o veículo ao seu melhor desempenho possível,

algo que não foi o foco primordial deste trabalho. Vale ressaltar que essa escolha afetará o desempenho, os parâmetros do motor serão discutidos a seguir.

3.3.1 Câmara de combustão

Existem três parâmetros que são considerados para a câmara: diâmetro, comprimento e pressão. O diâmetro interno e comprimento útil estão relacionados ao dimensionamento do grão propelente, já a pressão está relacionada ao dimensionamento do bocal (o qual não está no projeto) tendo interferência no desempenho do motor.

Para complemento dos cálculos ainda pode considerar o isolamento térmico, que além de proteger a parede da câmara evita uma troca de calor desnecessária com a mesma que diminuiria a eficiência do propelente. Logo para a determinação desses parâmetros leva a escolha do material que deve ser o mais leve possível, pois o peso está diretamente ligado ao apogeu do veículo, e deve suportar os efeitos da queima sem prejudicar o desempenho do motor. Para a escolha correta é necessário conhecer a densidade, resistência mecânica e térmica do material.

Como a câmara está completamente preenchida pelo propelente as dimensões internas desta são as mesmas medidas externas do grão. Já o diâmetro externo será de 22 mm. Com a simulação no programa os principais parâmetros foram determinados, tais como: taxa de combustão, temperatura da câmara, temperatura da frente de chama, pressão na câmara e velocidade do fluxo de escape.

3.4 Teste estático do motor

Para verificar as condições no momento da combustão é realizado o teste estático, com o teste é possível verificar se queima ocorrerá como o previsto, ou seja, se irá queimar de forma uniforme, com uma variação de queima de área perpendicular ao comprimento. Também é possível determinar se o material selecionado suportará as altas temperaturas geradas durante a combustão. Assim como também será possível obter os parâmetros principais como

velocidade, pressão e temperatura, onde os dois últimos serão adotados os valores fornecidos pelo programa CProPep 1.1.

O teste realizado com o motor teve como resultado um comprimento de chama de 300 mm, com queima completa após 58 s, atingindo, assim, uma velocidade média de 5,17 mm/s. As condições do motor após a queima podem ser vistas na Figura 37, onde a deformação plástica é bem evidente. Os fabricantes de PCV determinam uma média de temperatura em que o material opera sem falhas por volta dos 100°C.



Figura 37: Condições do motor de PVC após a queima do propelente.

Fonte: Própria (2017).

3.5 Desenvolvimento do modelo

O material utilizado foi o de menor custo possível e de fácil acesso e que fornecesse uma baixa massa que permitia o modelo ser impulsionado. Na construção do protótipo está inserido: tipos de aletas e ogiva, corpo, sistema de ignição e sistema de recuperação.

3.5.1 Aletas

Dentre os tipos de aletas descritas na seção 2.1.1 a utilizada foi do tipo Varredura Cônica com alterações conforme mostra a Figura 38, projetada no Solidwors 2013. Feita de

dupla folha de papelão para garantir que ao regressar ao chão não sofra deformação, as medidas podem ser acompanhadas na Figura 39.

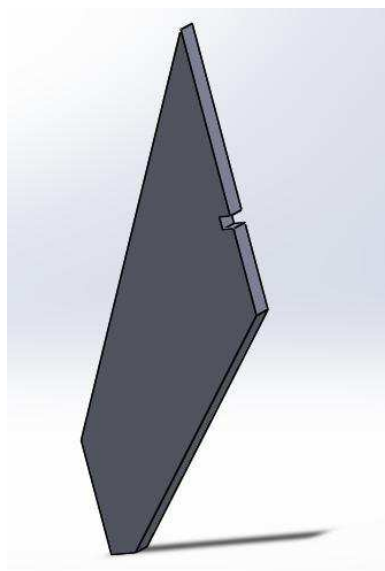


Figura 38: Aleta modelada no Soldworks 2013 .

Fonte: Própria (2017).

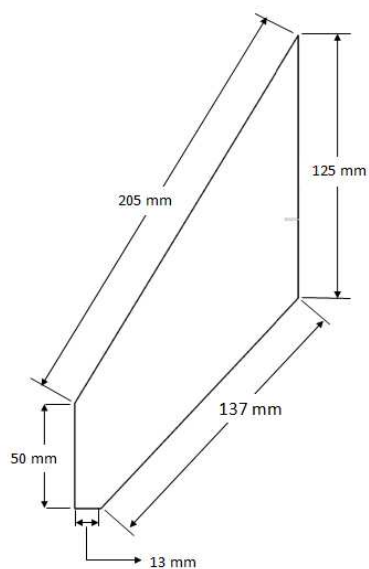


Figura 39: Medidas da aleta.

Fonte: Própria (2017).

3.5.2 Ogiva

A ogiva é do tipo ogiva (dentre as citadas da seção 2.1.1), Figura 40 projetada no Solidwors 2013, feita a partir do corte e polimento de uma taça de acrílico não descartável de alta resistência. Medidas constam na Figura 41.

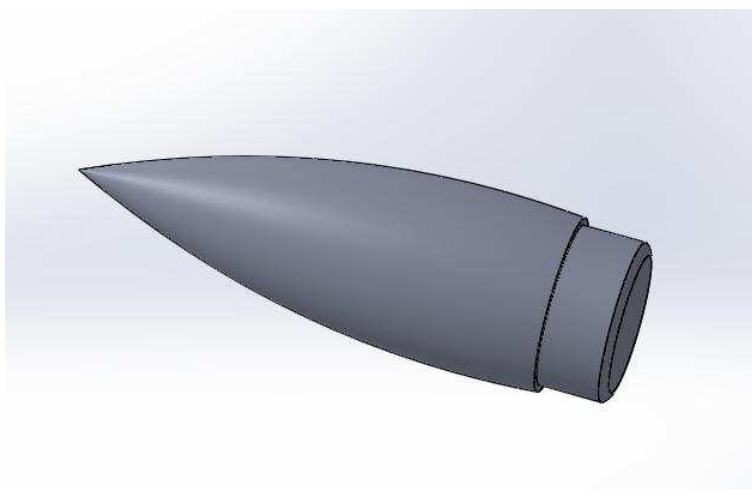


Figura 40: Ogiva modelada no Solidworks.

Fonte: Própria (2017).

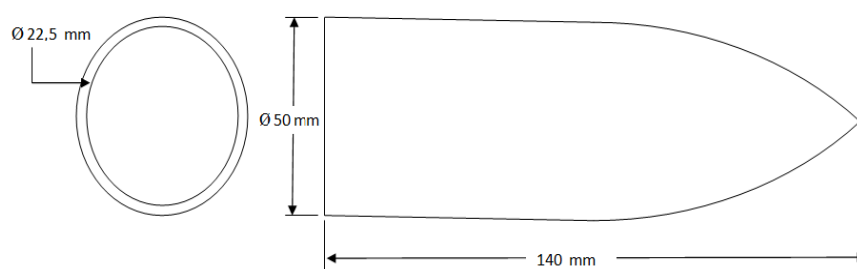


Figura 41: Medidas da ogiva.

Fonte: Própria (2017).

3.5.3 Corpo do foguete

O corpo foi feito de rolos de papelão com cabeça de frasco plástico para acoplar a ogiva e acomodar o paraquedas em uma das extremidades enquanto que na outra extremidade foi encaixado um adaptador de PCV de 20 mm para a conexão do motor. As medidas do corpo estão na Figura 42.

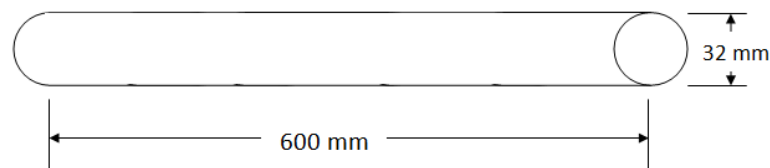


Figura 42: Medidas do corpo

Fonte: Própria (2017).

3.5.4 Sistema de ignição

Este tipo de sistema é de extrema importância, pois além de iniciar a combustão é responsável em garantir que este processo ocorra de forma segura para pessoa que está realizando os testes. Os materiais necessários estão na Tabela 4.

Tabela 4: Materias do sistema de ignição

Fonte: Própria (2017).

Material utilizado	Quantidade e dimensões
Fios de cobre	Cerca de 50,8 mm
Garras jacaré	4 unidades
Fósforo para churrasco	1 unidade
Fita isolante	1 rolo com medidas de acordo com o solicitado
Pilhas	2 unidades

Modelo pode ser visto na Figura 43.

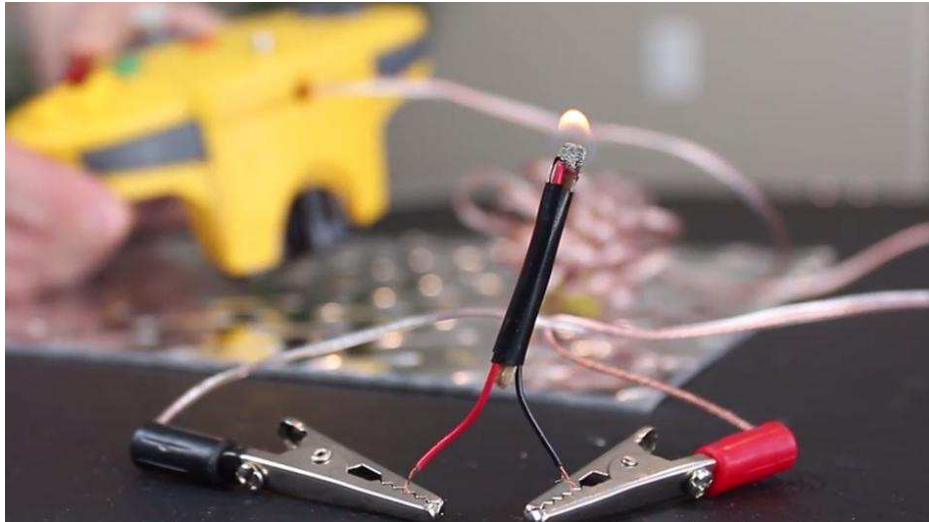


Figura 43: Sistema de ignição.

Fonte: SonicDad

3.5.5 Sistema de recuperação

No sistema de recuperação é garantido que o protótipo retorne ao solo de forma segura sem causar danos que tornem o modelo inutilizável. É constituído do sistema de ejeção e paraquedas, o primeiro ejeta o segundo de forma aerodinâmica correta, garantindo a formação de arrasto que vai impedir que o modelo retorne de forma brusca ao solo. Medidas e matérias estão na Tabela 5, a localização no protótipo está entre o frasco plástico e a ogiva, com uma extremidade em cada como é apresentado na Figura 44. O acionamento deverá ocorrer no momento da queda quando o modelo já tiver passado pelo apogeu, como não há mais massa do propelente a parte que possui maior peso será a ogiva, essa é acoplada de forma suave de modo que durante a queda se desprenda do modelo e ejete o paraquedas.

Tabela 5: Material do sistema de recuperação.

Fonte: Própria (2017).

Material utilizado	Quantidade e dimensões
Elástico	1 unidade com comprimento de acordo com o necessário
Cortina Plástica	1 unidade de 1,35 m x 1,78 m
Barbante	1 rolo com comprimento de acordo com o necessário



Figura 44: Paraquedas do foguete.

Fonte: Própria (2017).

3.6 Teste computacional do protótipo

O teste foi realizado computacionalmente no software RockSim 9, um programa de computador que permite projetar qualquer tamanho de foguete e realizar simulações de seu voo, garantindo qual a melhor combinação antes mesmo de adquirir os componentes, sua interface pode ser vista na Figura 45

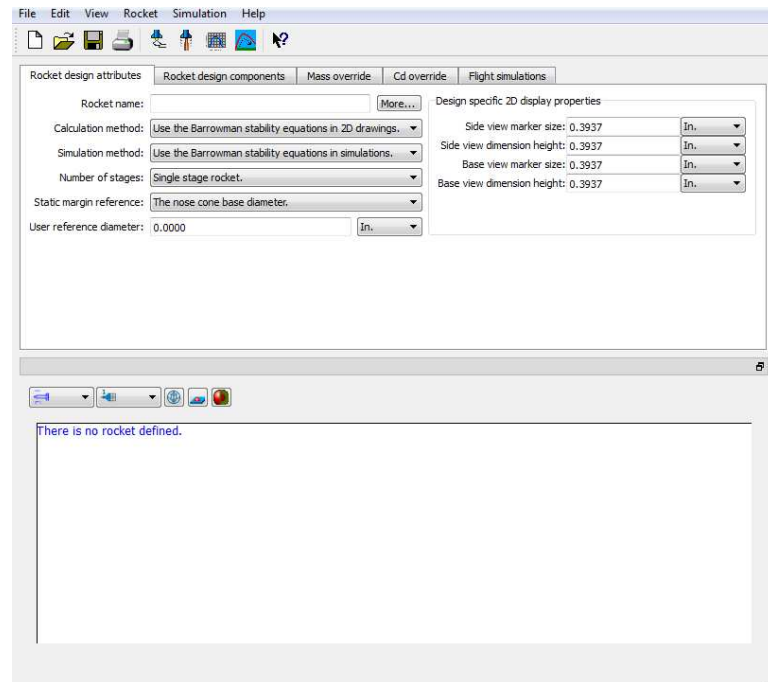


Figura 45: Interface do Rocksim 9.

Fonte: Própria (2017).

O modelo do foguete do presente trabalho está na Figura 46, onde a imagem acima é o modelo em 2D e abaixo em 3D.

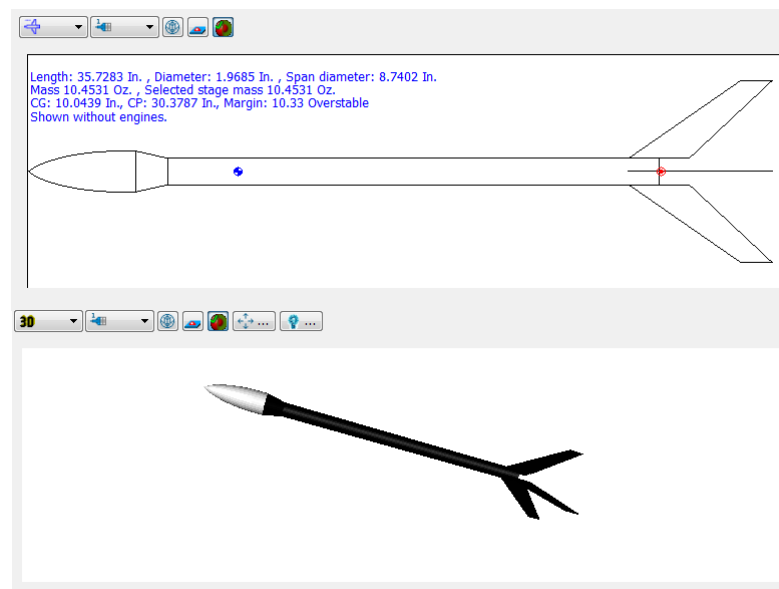


Figura 46: Comparativo modelagem em 2D e 3D no Rocksim 9

Fonte: Própria (2017).

Na Figura 47 a seguir apresenta o protótipo completo modelado no SolidWorks 2013 (a cima) junto ao modelo real (a baixo).



Figura 47: Comparativo entre a modelagem no SolidWorks 2013 e o modelo real.

Fonte: Própria (2017).

4. RESULTADOS E DISCUSSÕES

4.1 Análise de desempenho

Nesta seção será feita a análise dos parâmetros que englobam o voo do foguete, ou seja, a balística, tais com: Altitude e velocidade atingida no apogeu, aceleração máxima, velocidade de voo durante a queima. Ainda será aborda os valores do empuxo, impulso total e específico, cálculo das forças aerodinâmicas.

4.1.1 Balística

O apogeu é um dos principais requisitos a serem determinados no projeto de um espaçomodelo, afinal a finalidade dos foguetes é alcançar determinada altura. Para o calculo é necessário conhecer:

- Diâmetro externo;
- Comprimento;
- Posição do CG;
- Posição do CP;
- Momento de inércia de rotação do veiculo;
- Coeficiente de arrasto da ogiva;
- Coeficiente de arrasto das aletas;
- Numero de aletas;
- Massa do veiculo sem o motor;
- Inclinação da rampa de lançamento;

- Altitude inicial em relação ao mar.

Alguns desses parâmetros já foram determinados na Seção 3 para os demais optou-se por deixar aqueles já estipulados por padrão pelo programa de simulação RockSim 9. Para uma melhor avaliação simulações foram feitas e seus resultados estão na seção a seguir.

4.1.2 Aspectos físicos calculados computacionalmente

Para determinar se o protótipo atende as especificações do projeto são avaliados seus parâmetros principais, na Figura 48 é exposto um comparativo dos lançamentos do protótipo com diferentes modelos de motor.

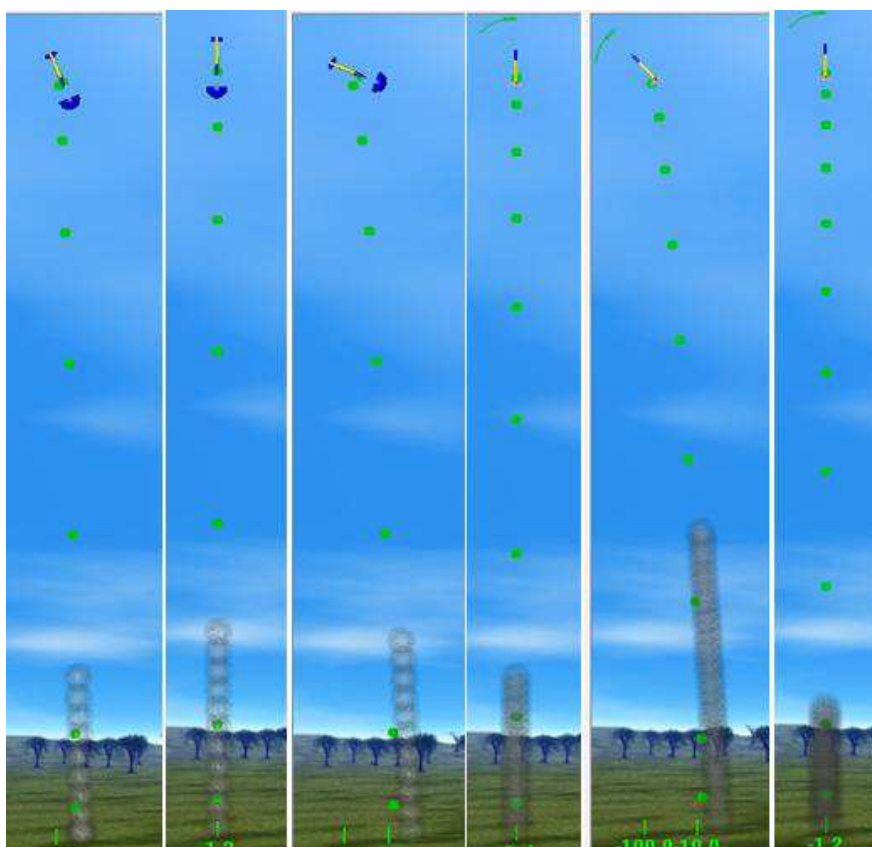


Figura 48: Comparativo dos lançamentos do protótipo.

Fonte: Própria (2017).

Em que pode-se perceber que o segundo lançamento (com paraquedas) e o ultimo (sem paraquedas), são os de melhor desempenho, pois atingiram a maior altitude com pouca alteração em seu trajeto. O penúltimo lançamento apesar de ter um maior tempo de queima não mantém sua trajetória retilínea, considerando que o ângulo de lançamento foi zero o percurso com melhor resultado é aquele que não apresentar uma grande variação.

Foram feitos 13 testes com diferentes motores disponíveis no programa, dentre eles foi selecionado aquele com o melhor resultado e com medidas que mais se aproximavam do modelo real, Alguns detalhes do modelo real foram desconsiderados devido à limitação do programa, tais como a localização do paraquedas, onde no modelo computacional foi inserido dentro do corpo sem conexão com a ogiva, e a localização do motor que também foi acoplado diretamente no corpo. No teste o lançamento foi feito com uma guia, detalhe que foi omitido no modelo real apenas por simplificação de etapas, mas é de extrema importância no lançamento.

O motor selecionado foi o G80T-10 com diâmetro de 29 mm, um comprimento de aproximadamente 130 mm, média de empuxo de 73,701 N e um impulso total de 133,244 N.s, os valores de desempenho que foram obtidos através da simulação no software são apresentados no Quadro 1, onde há o resultado das simulações para o foguete sem paraquedas, com a estimativa de apogeu aos 920,551 metros aos 13,196 segundos aproximadamente, e no Quadro 2, que apresenta o resultado para o mesmo motor, porém com paraquedas com apogeu aos 918,757 metros em aproximadamente 13,073 segundos,

Quadro 1: Resultados para foguete sem paraquedas.

Fonte: Própria (2017).

Resultados da simulação Motor selecionado [G80T-10] Parâmetros de controle de simulação • Resolução de voo: 800,000 amostras/segundo • Resolução de descida: 1,000 amostras/segundo
--

- Método: Método Explícito de Euler
- Simulação termina quando o foguete chegar ao chão.

Condições de lançamento

- Altitude: 0.000 m.
- Umidade relativa: 50,000 %
- Temperatura: 25 °C.
- Pressão: 101300,00 Pa.

Modelo de velocidade do vento: Calmo

- Velocidade baixa do vento: 0,000 m/s.
- Velocidade alta do vento: 0,8941 m/s.

Vento turbulento: Velocidade constante

- Frequência: 0,010000 rad/segundo
- O vento começa a uma altitude: 0,000 m.
- Ângulo da guia de lançamento: 0,000 graus.
- Latitude: 0,000 graus.

Dados da guia de lançamento:

- Comprimento da guia de lançamento: 0,110 m.
- Velocidade em que a guia é abandonada: 5,235 m/s
- Tempo em que a guia foi abandonada: 0,055 segundos
- Velocidade mínima especificada pelo usuário para um voo estável: 13,410 m/s
- Altitude em que a velocidade mínima é alcançada: 0,752 m.

Valores máximos atingidos:

- Aceleração máxima:
 - Vertical (y): 423.579 Ft./s/s
 - Horizontal (x): 0.032 Ft./s/s
 - Magnitude: 423.579 Ft./s/s
- Velocidade máxima:
 - Vertical (y): 158,858 m/s
 - Horizontal (x): 0,000 m/s
 - Magnitude: 158,858 m/s
- Alcance máximo do site de lançamento: 0,845 m.
- Altitude máxima: 920,551 m.

Dados de tempo

- Tempo para o fim da queima: 1,809 segundos.
- Tempo para o apogeu: 13,196 segundos.
- Retardo para a ejeção ótima: 11,388 segundos.

Quadro 2: Resultados para um foguete com paraquedas.

Fonte: Própria (2017).

■ Resultados da simulação

Motor selecionado

[G80T-10]

Parâmetros de controle de simulação

- Resolução de voo: 800,000 amostras/segundo
- Resolução de descida: 1,000 amostras/segundo
- Método: Método Explícito de Euler
- Simulação termina quando o foguete chegar ao chão.

Condições de lançamento

- Altitude: 0,000 m.
- Umidade relativa: 50,000 %
- Temperatura: 25 °C.
- Pressão: 101300,00 Pa.

Modelo de velocidade do vento: Calmo

- Velocidade baixa do vento: 0,000 m/s.
- Velocidade alta do vento: 0,8941 m/s.

Vento turbulento: Velocidade constante

- Frequência: 0,010000 rad/segundo
- O vento começa a uma altitude: 0,000 m.
- Ângulo da guia de lançamento: 0,000 graus.
- Latitude: 0,000 graus.

Dados da guia de lançamento:

- Comprimento da guia de lançamento: 0,110 m.
- Velocidade em que a guia é abandonada: 5,235 m/s
- Tempo em que a guia foi abandonada: 0,055 segundos
- Velocidade mínima especificada pelo usuário para um voo estável: 13,410 m/s
- Altitude em que a velocidade mínima é alcançada: 0,752 m.

Valores máximos atingidos:

- Aceleração máxima:

Vertical (y): 423.579 Ft./s/s
Horizontal (x): 0.032 Ft./s/s
Magnitude: 423.579 Ft./s/s
- Velocidade máxima:

Vertical (y): 158,796 m/s
Horizontal (x): 0,000 m/s
Magnitude: 158,854 m/s
- Alcance máximo do site de lançamento: 38,737 m.
- Altitude máxima: 918,757 m.

Dados de carga de ejeção do motor:

- Usando um tempo de atraso de: 10,000 segundos.
- Velocidade: 13,848 m/s
- Altitude: 910,574 m.

Dados do sistema de recuperação

- Paraquedas acionado em: 11,809 segundos.
- Velocidade no acionamento: 13,848 m/s
- Altitude no acionamento: 910,574 m.
- Intervalo no acionamento: - 35,618 m.

Dados de tempo

- Tempo para o fim da queima: 1,809 segundos.
- Tempo para o apogeu: 13,073 segundos.
- Retardo para a ejeção ótima: 11,264 segundos.

4.2 Apresentação de resultados

Em primeiro lugar foi analisado o propelente para determinar se o mesmo atende as condições do projeto. Na análise dos testes pode ser visto que o propelente tem uma boa taxa de queima, com frente de chama aceitável. Porém essas características só foram obtidas com mais precisão com um teste de grão fora do motor. Ao inserir a massa no tudo de PVC sua moldagem fica mais difícil, isso afetado profundamente seu empenho, pois qualquer alteração na forma diminui sua eficiência de queima drasticamente.

Além deste problema houve outro que levou o propelente a não ignição, suas faces expostas ao ar ambiente, como o propelente a base de KNO_3 absorve muito a umidade do ar, suas faces expostas ficaram com um aspecto melado (Figura 49) e isso impossibilitou a ignição, tornando o grão inutilizável.



Figura 49: Grãos com defeitos nas faces.

Fonte: Própria (2017).

Outro fator que afetou a eficiência foi o tempo em que o mesmo permaneceu na presença de altas temperaturas durante sua preparação, quando ultrapassada ficou com aparência de queimado, como é verificado no primeiro grão (da esquerda para a direita) da Figura 49, perdendo sua capacidade de combustão, podendo até não sofrer ignição.

Por fim foi feita análise do lançamento do modelo estudado, ou seja, do modelo com paraquedas que teve o melhor desempenho tanto no apogeu, quanto na habilidade de

permanecer em sua trajetória sem sofrer muitas alterações, os principais parâmetros serão apresentados nas figuras a seguir, todos em função do tempo.

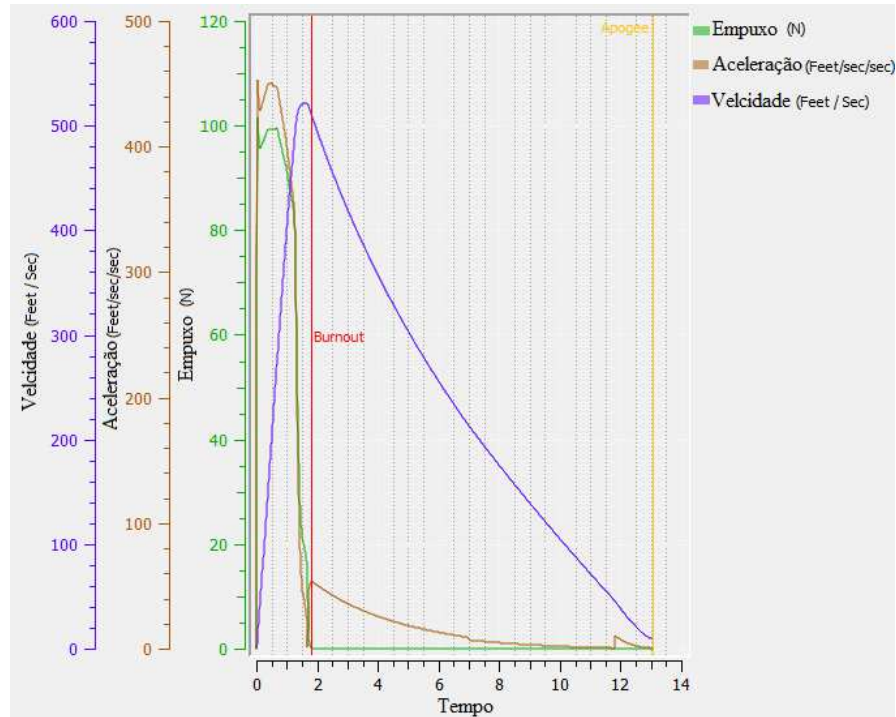


Figura 50} Simulação RockSim 9 - Velocidade, aceleração e empuxo versus tempo

Fonte: Própria (2017).

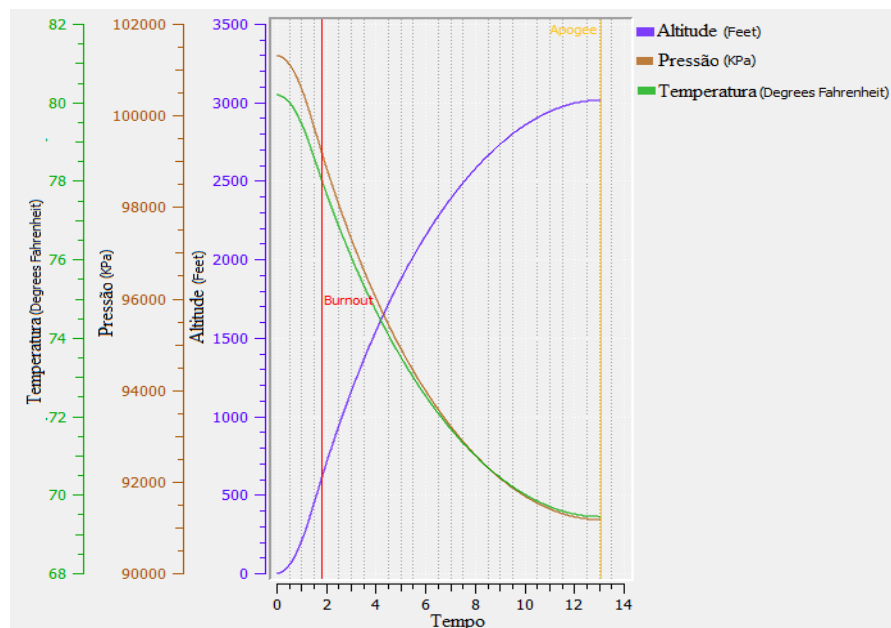


Figura 51: Simulação RockSim 9 - Temperatura, pressão e altitude versus tempo.

Fonte: Própria (2017).

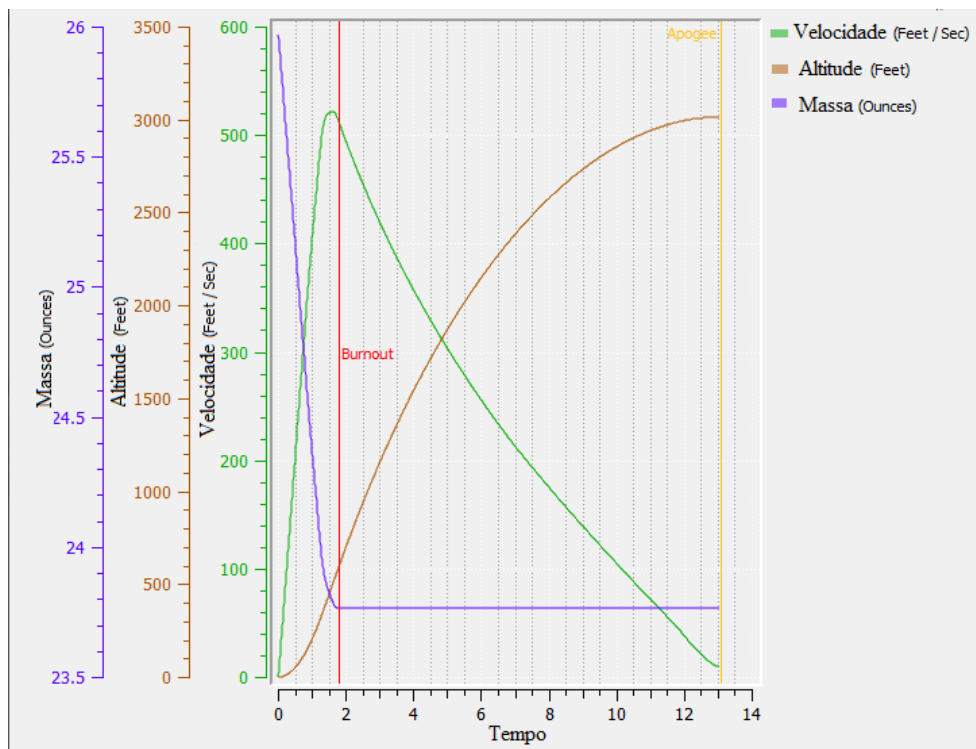


Figura 52: Simulação RockSim 9 - Massa , altitude e velocidade versus tempo.

Fonte: Própria (2017).

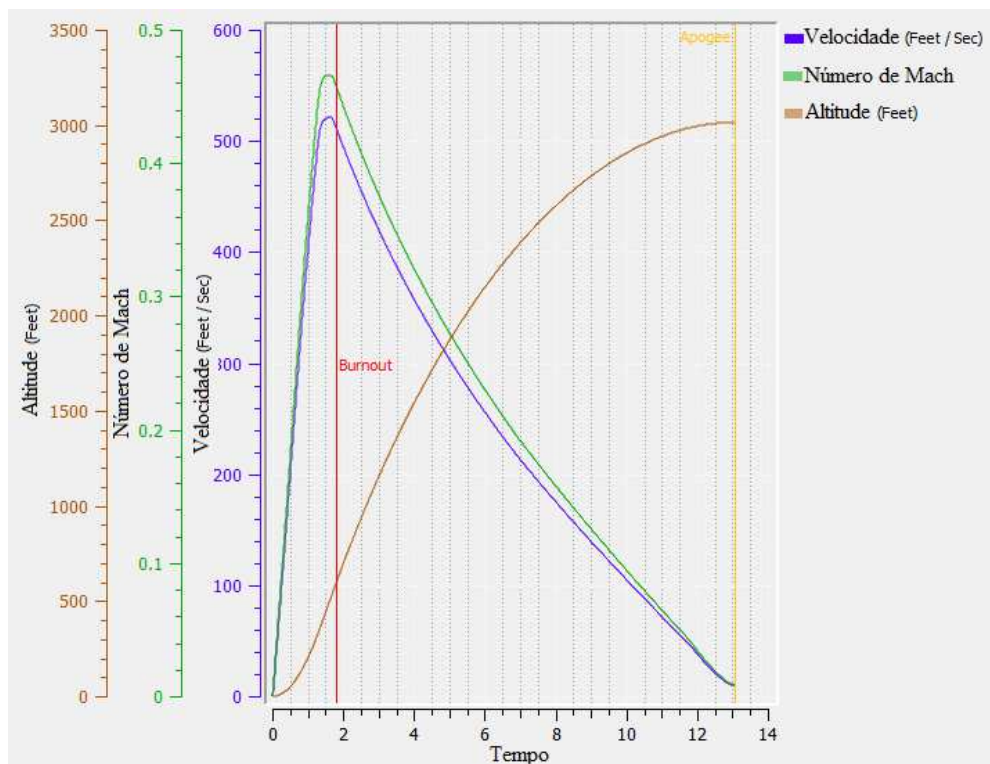


Figura 53: Simulação RockSim 9 - Altitude , Numero de Mach e velocidade versus tempo.

Fonte: Própria (2017).

Pelos gráficos obtemos resultados já esperados, na Figura 50 vemos que o corpo atinge seu pico de empuxo e aceleração na metade do tempo de queima, enquanto que a velocidade máxima é atingida no final da queima indo até zero quando atinge o apogeu. Na Figura 51 percebe-se que a temperatura e pressão diminuem a medida que a altitude aumenta, permanecendo em declínio quase constante após o final da queima. Na Figura 52 atenção para a massa que no fim da queima permanece apenas com a massa do corpo. Por fim na Figura 53 têm-se os comparativos das velocidades com a altitude.

5. CONCLUSÃO E SUGESTÃO PARA TRABALHOS FUTUROS

No trabalho foi feita a explanação básica dos fenômenos que englobam o espaçomodelismo com apresentação de princípios físicos e matemáticos, de tal forma a deixar claro como um foguete opera. A aplicação no estudo de caso foi bem sucedida na modelagem do protótipo, como pode ser visto gráficos plotados no RockSim 9, porém no que diz respeito ao propelente o método utilizado não atendeu as especificações da missão estipulada, logo é necessário corrigir com a utilização de outro tipo de grão, mais precisamente outra forma de fabricação, podendo optar por uma a frio, e de preferência alterar um dos constituintes (combustível e oxidante) ou os dois. Com os resultados negativos não foi possível levar o modelo a voo.

Para sugestões de trabalhos futuros, tendo como base a falha da fabricação mais precisamente do propelente, pode ser realizado um estudo de outras formas de fabricação de moldes de grão, assim como alteração dos componentes. Caso seja feita a produção de um protótipo a base de KNO_3 e Sacarose a análise cuidadosa do propelente pode corrigir o problema da umidade. Pode ser feita a implementação da tubeira, para garantir um melhor empuxo, para isso será necessário outro modelo de protótipo, pois o do presente trabalho tem a seção transversal do motor muito pequena, não comportando a tubeira. Ainda pode ser feita mais aprimorada em software de maior desempenho, como ANSYS, realizando um estudo da temperatura e pressão dentro da câmara, ou realizar uma simulação em túnel de vento.

REFERÊNCIAS

beer, Ferdinand P; Johnston Jr, E. Russel; Dewolf, John T; Mazurek, David F; Rubert, José Benaque. **Mecânica dos materiais**. 7. ed. Porto Alegre: AMGH, 2015 ISBN.

Bjarnø, Jonas. B. **copenhagen suborbitals**. 2014 Disponível em: <<https://copenhagensuborbitals.com/cooling-why-is-that/>> Acesso em: 23/11/2017, 09:58:07

Blake, A. **Practical Stress Analysis in Engineering Design**. New York : McGraw-Hill, 1990.

Çengel, Yunus A; Cimbala, John M. **Mecânica dos fluidos: fundamentos e aplicações**. 3. ed. Porto Alegre: AMGH, 2015. xxiii, 990 p..

Devenport, William J **Nozzle Applet**. 2001. Disponível em: <<http://www.engapplets.vt.edu/fluids/CDnozzle/cdinfo.html>> Acesso em: 20/11/017 11:10:36

Fox, Robert W.; Mcdonald, Alan T.; Pritchard, Philip J. **Introdução à mecânica dos fluidos**. 8. ed. Rio de Janeiro: LTC, 2014. 2016 871 p.

Hibbeler, R. C. **Dinâmica: mecânica para engenharia** . 12. ed. São Paulo: Pearson Prentice Hall, c2011. xvi, 591 p.

IBGE. **Geociências. Cartografia**. 1996. Disponível em: < <http://www.ibge.gov.br>> Acesso em: 16/07/2016 14:01:11

Milligan, Colin; Littlejohn, Allison; Margaryan, Anoush. **Patterns of engagement in connectivist MOOCs**. Journal of Online Learning and Teaching, v. 9, n. 2, p. 149, 2013.

Nakka, Richard Allan. Solid Propellant Rocket Motor Design and Testing. 1984. Tese de Doutorado. University of Manitoba, .

Nakka, Richard. **Richard Nakka's Experimental Rocketry Web Site**. 2017. Disponível em: < <http://www.nakka-rocketry.net/>> Acesso em: 9/08/2017 19:25:42

NASA. **Space Flight Systems**. 2015. Disponível em: < <https://spaceflightsystems.grc.nasa.gov/education/rocket/>> Acesso em: 02/09/2017, 19:31:36

Norton, Robert L. **Projeto de máquinas: uma abordagem integrada**. 4. ed. Porto Alegre: Bookman, 2013, 1028 p.

Porto, Bruno F. **Teoria, Metodologia de projeto e desenvolvimento de Motores Foguete aa Propelente Sólido e Foguetes Experimentais**. 2007. 218 f. Dissertação (Bacharel em Engenharia Mecânica)- Pontifícia Universidade Católica Do Paraná, Curitiba, 2007.

Ribeiro, Marcos V. F. **Metodologia de projeto e validação de motores foguete a propelente sólido**. 2013. 98 f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica)- Escola de engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2013.

Sanches , Rafael Adriano Kuche. **Previsão do Empuxo de Motor-Foguete a Propelente Sólido** . 2005. 46 f. Dissertação (Bacharel em Engenharia Mecânica)- Universidade Federal do Paraná Setor de Tecnologia, Curitiba, 2005..

Sutton, George P.; Biblarz, Oscar. **Rocket propulsion elements**. 8. ed. New Jersey John Wiley & Sons, 2010, 786 p.

Young, W.C. e Budynas, R.G. **Roark's Formulas for Stress and Strain**. s.l. : McGraw-Hill, 2002.