

UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA MARIA  
CENTRO DE TECNOLOGIA  
CURSO DE GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA AEROESPACIAL

Andres Gilberto Machado da Silva Benoit, João Vitor Bernardi  
Rohr, Lucas Furlan Rufino da Silva, Vitor Oliveira Mota

**CONCEPÇÃO DO POUSO VERTICAL DE UM FOGUETE  
UNIVERSITÁRIO**

Santa Maria, RS  
2019

**Andres Gilberto Machado da Silva Benoit, João Vitor Bernardi Rohr, Lucas Furlan  
Rufino da Silva, Vitor Oliveira Mota**

## **CONCEPÇÃO DO POUSO VERTICAL DE UM FOGUETE UNIVERSITÁRIO**

Relatório final apresentado ao Curso de Graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade Federal de Santa Maria (UFSM, RS), como requisito parcial para aprovação na disciplina de **Concepção, Implementação, e Operação I (CPIO I)**.

**ORIENTADOR: Dr. João Felipe de Araujo Martos**

Santa Maria, RS  
2019

---

©2019

Todos os direitos autorais reservados a Andres Gilberto Machado da Silva Benoit, João Vitor Bernardi Rohr, Lucas Furlan Rufino da Silva, Vitor Oliveira Mota. A reprodução de partes ou do todo deste trabalho só poderá ser feita mediante a citação da fonte.

*A imaginação muitas vezes nos leva  
a mundos que nunca sequer existiram.  
Mas sem ela, não vamos a lugar ne-  
nhum.*

*(Carl Sagan)*

## RESUMO

### CONCEPÇÃO DO POUSO VERTICAL DE UM FOGUETE UNIVERSITÁRIO

Andres Gilberto Machado da Silva Benoit, João Vitor Bernardi Rohr, Lucas  
Furlan Rufino da Silva, Vitor Oliveira Mota  
ORIENTADOR: Dr. João Felipe de Araujo Martos

Tendo em vista que existe uma lacuna no país a respeito de tecnologias de pouso de foguete, foi feita uma pesquisa sobre a concepção do pouso de um foguete universitário, a fim de contribuir para a formação de alunos de Engenharia Aeroespacial e cursos relacionados da Universidade Federal de Santa Maria. O projeto foi dividido em sete etapas principais teóricas ao longo das quatro fases do CPIO. Primeiramente, foram introduzidas as leis da física que regem o comportamento de foguetes, o funcionamento de um veículo lançador, bem como referências para o entendimento e definição dos sistemas necessários para o pouso e projeto do foguete. Foi então feita uma pesquisa baseada na metodologia geral adotada pela NASA. Assim, o projeto foi dividido em 7 etapas principais, onde apenas as duas primeiras são abordadas no CPIO I. A primeira etapa diz respeito à discussão e análise dos *stakeholders*, dos objetivos do projeto, expectativas, além de possíveis limitações em seu desenvolvimento. A segunda e última etapa abordada no CPIO I diz respeito aos estudos de viabilidade e desejabilidade do projeto, assim como possíveis planos de ação. Diante disso, nota-se que foram obtidos resultados esperados, como compreensão de foguetes, seu movimento, e os processos envolvidos no mesmo, além de um grande avanço nos estudos de controle do foguete. Constata-se então que o projeto foi concluído com os resultados esperados.

**Palavras-chave:** Foguete. Pouso Vertical. Peróxido de Hidrogênio. Monopropelente.

## **ABSTRACT**

### **CONCEPTION OF THE VERTICAL LANDING OF A UNIVERSITY ROCKET**

**AUTHOR:** Andres Gilberto Machado da Silva Benoit, João Vitor Bernardi  
Rohr, Lucas Furlan Rufino da Silva, Vitor Oliveira Mota  
**ADVISOR:** Dr. João Felipe de Araujo Martos

Bearing in mind that there is a gap in the country regarding rocket landing technologies, a research was done on the conception of landing an university rocket in order to contribute to the formation of aerospace engineering students and related courses at the Universidade Federal de Santa Maria. The project was divided in seven main theoretical phases along the 4 phases of CDIO . To do so, it is necessary to introduce the laws of physics governing the behavior of rockets, study the operation of a launch vehicle, understand and define the systems necessary for landing and design of the rocket. A research based on the general methodology adopted by NASA is then made. In this way, the project is divided into 7 main phases, where only the first two are addressed in the CDIO I. The first phase relates to stakeholder discussion and analysis, project objectives, expectations, and possible limitations in their development. The second and final phase addressed in the CDIO I concerns studies of feasibility and desirability of the project, as well as possible action plans. Therefore, it is noted that the expected results were obtained, such as the understanding of rockets, their movement, and the processes involved in them, as well as a great advance in the studies of rocket control. It is then noted that the project was concluded with the expected results.

**Keywords:** Rocket. Vertical Landing. Hydrogen Peroxide. Monopropellant.

## LISTA DE FIGURAS

Figura 1.1 – Comparação de Competitividade (2009 Space Competitiveness Index) ..	16
Figura 3.1 – Motor da Engenharia de Sistemas .....	21
Figura 3.2 – Simplificação das fases do projeto .....	22
Figura 3.3 – Superposição das fases do projeto com as fases de um CPIO .....	23
Figura 4.1 – Empuxo do foguete. ....	24
Figura 4.2 – Rotações do foguete. ....	27
Figura 4.3 – Forças em um foguete. ....	27
Figura 4.4 – Estabilidade do foguete. ....	29
Figura 4.5 – Tipos de controle. ....	30
Figura 4.6 – Circuito para o controle de atitude. ....	31
Figura 4.7 – Pêndulo invertido. ....	32
Figura 4.8 – Tubeira - Formato cônico x geometria em sino .....	34
Figura 4.9 – Configuração básica de um motor foguete sólido. ....	35
Figura 4.10 – Geometrias da superfície de queima. ....	36
Figura 4.11 – Robbert Goddard e o primeiro foguete a propelente líquido, 1926. ....	38
Figura 4.12 – Configurações de tanques. ....	41
Figura 4.13 – Alimentação a <i>blowdown</i> . ....	43
Figura 4.14 – Ciclos de alimentação. ....	44
Figura 4.15 – Propulsor Genérico. ....	45
Figura 4.16 – Esquema de um motor foguete híbrido. ....	47
Figura 4.17 – Esquema de um motor foguete nuclear. ....	49
Figura 4.18 – Esquema do propulsor de íons DS-1. ....	52
Figura 5.1 – Diagrama funcional geral do projeto .....	55
Figura 5.2 – Diagrama funcional projeto (Ref. 2.0) .....	55
Figura 5.3 – Subsistemas do projeto .....	56
Figura 5.4 – Motor genérico .....	61
Figura 5.5 – Suporte do Guimbal (interno) .....	63
Figura 5.6 – Suporte do guimbal (externo com rolamento) .....	64
Figura 5.7 – Posições iniciais dos sistemas do foguete .....	64
Figura 5.8 – Dimensões das aletas externas .....	65
Figura 5.9 – Modelo CAD da coifa .....	65
Figura 5.10 – Estrutura externa do foguete .....	66
Figura 5.11 – Tanque de combustível, modelo CAD .....	67
Figura B.1 – Partícula em uma linha de corrente. ....	79
Figura B.2 – Região de abertura. ....	81
Figura B.3 – Espessura da camada limite. ....	84
Figura B.4 – Bocal convergente e convergente-divergente. ....	87
Figura B.5 – Pressão ao longo do bocal convergente. ....	88
Figura B.6 – Bocal convergente-divergente. ....	89
Figura B.7 – Diagrama entalpia-entropia. ....	90
Figura B.8 – Onda de choque oblíqua. ....	91

## **LISTA DE GRÁFICOS**

Gráfico 1.1 – Custos médios de alguns lançadores (por lançamento) .....	17
---	----

## LISTA DE TABELAS

Tabela 1.1 – Investimentos de alguns países no setor espacial .....	16
Tabela 1.2 – Comparação entre alguns lançadores .....	18
Tabela 4.1 – Vantagens e desvantagens do motor foguete sólido. ....	34
Tabela 4.2 – Comparação da Hidrazina com o Peróxido de Hidrogênio 100% .....	41
Tabela 5.1 – Opções para o catalisador .....	57
Tabela 5.2 – Modelo de entrada CEA2. ....	59
Tabela 5.3 – Resultados CEA2 .....	60
Tabela 5.4 – Valores dos principais parâmetros da câmara de combustão .....	60
Tabela 5.5 – Massa dos Componentes.....	61
Tabela 5.6 – Comparação entre Guimbal e Aleta.....	62
Tabela 5.7 – Relação entre componentes e materiais .....	66



## LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

<i>8-DOF</i>	8-Degrees of Freedom
<i>ACS</i>	Attitude Control System
<i>CAD</i>	Computer Aided Design
<i>CALT</i>	China Academy of Launch Vehicle Technology
<i>CDR</i>	Critical Design Review
<i>CG</i>	Center of Gravity
<i>COBRUF</i>	Competição Brasileira Universitária de Foguetes
<i>CP</i>	Center of Pressure
<i>CPIO</i>	Concepção, Design, Implementação e Operação
<i>ESA</i>	European Space Agency
<i>EUA</i>	Estados Unidos da América
<i>GPS</i>	Global Positioning System
<i>HTP</i>	High Test Peroxide
<i>INF</i>	Intermediate-Range Nuclear Forces Treaty
<i>INPE</i>	Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
<i>ISRO</i>	Indian Space Research Organization
<i>JAXA</i>	Japan Aerospace and Exploration Agency
<i>KDP</i>	Key Decision Point
<i>LABCP</i>	Laboratório Associado de Combustão e Propulsão
<i>LEO</i>	Low Earth Orbit
<i>NASA</i>	National Aeronautics and Space Administration
<i>NADA</i>	National Aerospace Development Administration
<i>PID</i>	Proportional Integral Derivative
<i>SI</i>	Système international d'unités
<i>SITVC</i>	Secondary Injection Thrust Vector Control
<i>TVC</i>	Thrust Vector Control
<i>ULA</i>	United Launch Alliance

## LISTA DE SÍMBOLOS

$A_s$	Área de saída do bocal
$B$	<i>Blowdown ratio</i>
$C_D$	Coeficiente de arrasto
$C_d$	Capacidade de decomposição de $H_2O_2$
$C_f$	Coeficiente de empuxo
$C_L$	Coeficiente de sustentação
$C_p$	Capacidade térmica a pressão constante
$C_v$	Capacidade térmica a volume constante
$c$	Velocidade efetiva de saída dos gases
$c_p$	Calor específico a pressão constante
$c_v$	Calor específico a volume constante
$cg$	Centro de gravidade
$cp$	Centro de pressão
$E$	Empuxo
$\vec{g}$	Vetor campo gravitacional
$g_e$	Gravidade específica
$I_{sp}$	Impulso específico
$I_t$	Impulso total
$MR$	Relação de massa
$m$	Massa
$\dot{m}$	Fluxo de massa
$T_c$	Temperatura na Câmara de combustão
$P_c$	Pressão na câmara de combustão
$P_e$	Pressão externa
$P_s$	Pressão na saída do bocal
$P_t$	Pressão na garganta
$P_i$	Pressão inicial

$P_f$	Pressão final
$\vec{p}$	Quantidade de movimento
$r$	Taxa de queima
$r_c$	Raio da câmara
$r_e$	Raio da saída da tubeira
$r_t$	Raio da garganta
$\vec{v}$	Velocidade
$v_e$	Velocidade de saída dos gases
$\beta$	Ângulo de convergência da tubeira
$\gamma$	Coeficiente de expansão adiabática
$\gamma_s$	Peso específico
$\epsilon$	Razão de expansão
$\theta$	Ângulo de divergência da tubeira

## SUMÁRIO

<b>1</b>	<b>INTRODUÇÃO .....</b>	<b>15</b>
1.1	CONTEXTO .....	15
1.2	ECONOMIA E O POUSO VERTICAL.....	16
<b>2</b>	<b>OBJETIVOS E JUSTIFICATIVAS .....</b>	<b>19</b>
2.1	OBJETIVO GERAL.....	19
2.2	OBJETIVOS ESPECÍFICOS.....	19
2.3	JUSTIFICATIVA .....	19
<b>3</b>	<b>METODOLOGIA.....</b>	<b>20</b>
3.1	METODOLOGIA GERAL .....	20
3.2	METODOLOGIA ESPECÍFICA .....	22
<b>4</b>	<b>INTRODUÇÃO A CIÊNCIA DE VEÍCULOS LANÇADORES.....</b>	<b>24</b>
4.1	DEFINIÇÕES FUNDAMENTAIS.....	24
<b>4.1.1</b>	<b>Empuxo .....</b>	<b>24</b>
<b>4.1.2</b>	<b>Impulso.....</b>	<b>25</b>
<b>4.1.3</b>	<b>Equação do foguete .....</b>	<b>25</b>
<b>4.1.4</b>	<b>Aerodinâmica.....</b>	<b>26</b>
4.1.4.1	<i>Rotações.....</i>	26
4.1.4.2	<i>Forças aerodinâmicas.....</i>	26
4.1.4.3	<i>Estabilidade.....</i>	28
<b>4.1.5</b>	<b>Controle .....</b>	<b>28</b>
4.1.5.1	<i>Tipos de controle .....</i>	29
4.1.5.2	<i>Oito graus de liberdade .....</i>	30
4.1.5.3	<i>Pêndulo invertido .....</i>	31
4.2	BOCAL.....	32
4.3	MOTOR FOGUETE SÓLIDO .....	34
<b>4.3.1</b>	<b>Componentes Básicos .....</b>	<b>34</b>
<b>4.3.2</b>	<b>Propelente .....</b>	<b>35</b>
<b>4.3.3</b>	<b>Taxa de queima.....</b>	<b>37</b>
<b>4.3.4</b>	<b>Ignição.....</b>	<b>37</b>
4.4	MOTOR FOGUETE LÍQUIDO .....	37
<b>4.4.1</b>	<b>Propelentes .....</b>	<b>38</b>
4.4.1.1	<i>Propriedades .....</i>	39
4.4.1.2	<i>Monopropelentes.....</i>	40
<b>4.4.2</b>	<b>Tanques .....</b>	<b>41</b>
<b>4.4.3</b>	<b>Sistema de alimentação .....</b>	<b>42</b>
4.4.3.1	<i>Gás pressurizado.....</i>	43
4.4.3.2	<i>Turbopumps e ciclos .....</i>	44
<b>4.4.4</b>	<b>Câmara de Combustão .....</b>	<b>45</b>
4.4.4.1	<i>Leito catalítico .....</i>	46
<b>4.4.5</b>	<b>Outros tipos de motor foguete .....</b>	<b>46</b>
4.4.5.1	<i>Foguetes Híbridos.....</i>	46
4.4.5.1.1	<i>Componentes Básicos .....</i>	47
4.4.5.1.2	<i>Propelente .....</i>	48
4.4.5.1.3	<i>Ignição .....</i>	48
4.4.5.1.4	<i>Controle.....</i>	48

4.4.5.2	<i>Foguete Nuclear</i> .....	48
4.4.5.2.1	Componentes Básicos .....	49
4.4.5.2.2	Núcleo Sólido .....	49
4.4.5.2.3	Núcleo Líquido .....	50
4.4.5.2.4	Núcleo de gás .....	50
4.4.5.3	<i>Núcleo Elétrico</i> .....	50
4.4.5.3.1	Motor eletrostático .....	50
4.4.5.3.2	Motor eletrotérmico .....	52
4.4.5.3.3	Propulsão elétrica solar .....	52
4.4.5.3.4	Propulsão elétrica nuclear .....	53
<b>5</b>	<b>CONCEPÇÃO</b> .....	<b>54</b>
5.1	CONSIDERAÇÕES INICIAIS A RESPEITO DO PROJETO .....	54
5.2	PROPULSÃO .....	56
5.2.1	<b>Considerações iniciais</b> .....	<b>56</b>
5.2.2	<b>Cálculos estimativos do sistema propulsivo</b> .....	<b>57</b>
5.2.2.1	<i>Armazenamento e alimentação</i> .....	58
5.2.2.2	<i>Motor</i> .....	59
5.3	CONTROLE .....	61
5.3.1	<b>TVC</b> .....	<b>61</b>
5.4	CONFIGURAÇÃO PARCIAL .....	63
5.4.1	<b>Materiais e estrutura</b> .....	<b>66</b>
<b>6</b>	<b>CONCLUSÃO</b> .....	<b>68</b>
	<b>REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS</b> .....	<b>69</b>
	<b>APÊNDICE A – TERMODINÂMICA</b> .....	<b>71</b>
	<b>APÊNDICE B – MECÂNICA DOS FLUIDOS</b> .....	<b>77</b>

# 1 INTRODUÇÃO

## 1.1 CONTEXTO

O nascimento do foguete tem suas raízes longínquas no tempo. Apesar de Konstantin Tsiolkovsky ser considerado o pai dos foguetes, sua origem e o estudo dos princípios físicos que explicam seu funcionamento remetem a séculos antes. Um exemplo disso é a própria "Máquina de Heron", baseada no princípio da ação e reação (terceira Lei de Newton); ideia básica da propulsão de um foguete. Segundo Taylor (2017), existe uma dicotomia histórica da necessidade de criação de foguetes, representada por um lado pelo fim da Primeira Guerra Mundial (desenvolvimento de mísseis) e, por outro, com o início da Guerra Fria (corrida espacial). Precisamos citar ainda o período da Segunda Guerra Mundial, que contribuiu significativamente com o desenvolvimento de tecnologias espaciais, a exemplo do foguete V2.

O fato é que mesmo depois da corrida espacial, essa indústria continuava a crescer. Ela é de extrema importância atualmente, visto seus impactos diretos no dia-a-dia da população; seja pelo GPS (Sistema de Posicionamento Global) ou análogos, pela comunicação em geral (internet por exemplo) ou mesmo pelo monitoramento de segurança.

O potencial bélico deste tipo de indústria é grande e é por isso que os governos se interessam tanto por proteção nesta área (além do próprio desenvolvimento de armas). Os mísseis balísticos internacionais são o maior exemplo disso, e as grandes potências estão sempre testando tecnologias desse tipo - a tensão política que circunda o fim do Tratado de Forças Nucleares de Alcance Intermediário (INF) entre os EUA e a Rússia ilustra bem tal interesse militar.

Contudo é um setor extremamente caro e avançado. Mas o espaço é e sempre foi um objetivo para o homem. Recentemente, nasceram várias indústrias aeroespaciais e este setor ganhou uma cara muito mais privada.

Somente no ano de 2015, esse mercado [mundial] movimentou 323 bilhões de dólares (Hampson (2017)). Neste cenário, o Brasil deixa a desejar; investe pouco no setor além de não ter uma forte produção tecnológica própria relacionada à ele. A Tabela 1.1 ilustra bem isso, mostrando o quão fraco é o Brasil perante à outros mais desenvolvidos. Não somente isso, o próprio governo argentino que tem menos de um terço do PIB do governo do Estado de São Paulo tem um investimento maior.

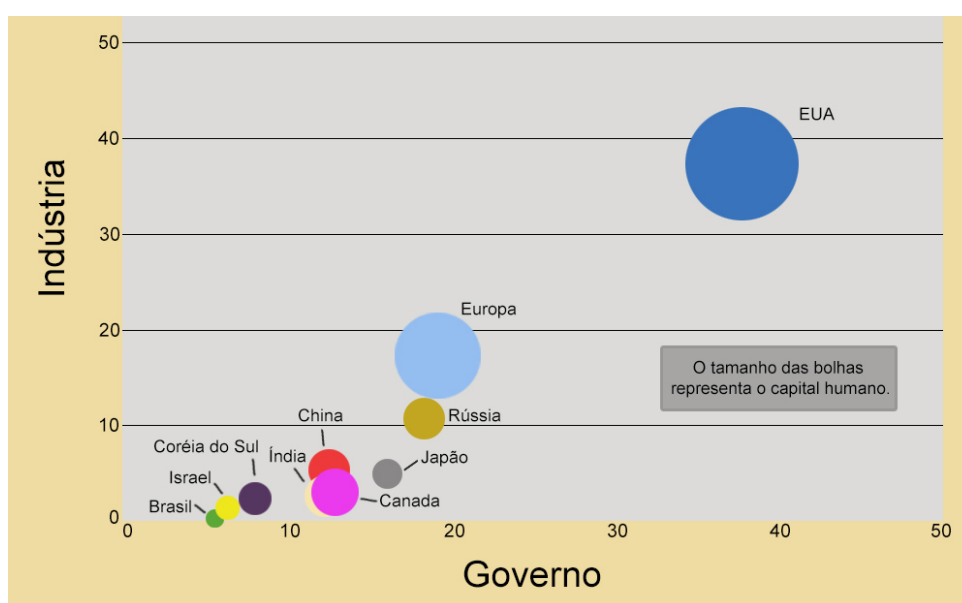
A Figura 1.1 apresenta alguns dados do *Space Competitiveness Index*, uma pesquisa a respeito da competitividade no setor espacial. Podemos ver como o Brasil é pequeno se comparado aos gigantes e verdadeiros protagonistas no desenvolvimento de programas espaciais completos, criação de veículos, satélites, etc.

Tabela 1.1 – Investimentos de alguns países no setor espacial

Estado	Orçamento Espacial (Bilhões de US\$)	Porcentagem do PIB (%)
EUA	40,0	0,21
Rússia	3,0	0,15
China	3,0	0,03
Índia	1,2	0,06
Argentina	1,2	0,2
Brasil	0,1	0,006

Fonte: Portella Gabriel Adriano de Melo (2018)

Figura 1.1 – Comparação de Competitividade (2009 Space Competitiveness Index)



Fonte: Jay Gullish and David Vaccaro (2009), tradução nossa.

É inegável a relação direta entre a necessidade de uma atuação forte no ramo espacial com o tamanho espacial de um país. Países grandes precisam de uma vasta cobertura de comunicação (civil e militar), localização (a exemplo do de novo citado GPS) dentre outras formas de monitoramento. Mesmo sendo considerado um país lançador, a atuação brasileira está longe de ser o ideal para um Estado com a economia que tem (entre as 8 maiores do mundo em 2015, segundo International Monetary Fund (2018)) e com a 5ª maior extensão territorial do mundo.

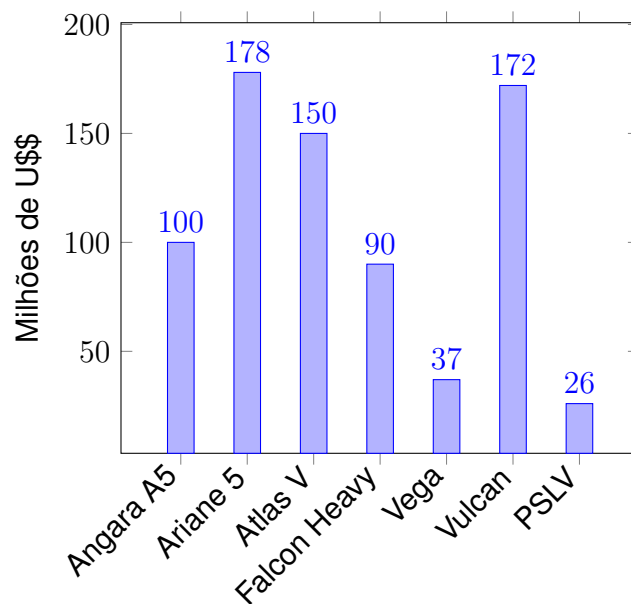
## 1.2 ECONOMIA E O POUSO VERTICAL

Apesar da importância desta área para sociedade brasileira num geral, como vimos, é um setor com baixíssimo investimento. Um dos fatores que pode interferir nisso é o custo. De fato, desenvolver um programa espacial, como o da Apollo, por exemplo, é

extremamente custoso; na época, cerca de 28 bilhões de dólares, que valeria hoje, com o ajuste da inflação, aproximadamente 288.1 bilhões (International Monetary Fund (2018)).

Desse modo, além das empresas, corporações e agências desenvolverem novos veículos lançadores, satélites, sensores, motores, além de diversos outros, sempre demonstraram interesse em técnicas de como baratear projetos e missões espaciais. Nesse contexto, talvez o maior avanço da década, que virou símbolo de uma nova era espacial, foi o reaproveitamento de um foguete da SpaceX em 2015.

Gráfico 1.1 – Custos médios de alguns lançadores (por lançamento)



Fonte: (Federal Aviation Administration, 2017)

Pela primeira vez na história um foguete foi lançado, realizou uma missão (enviar satélites ao espaço) e retornou em um pouso vertical. Esse marco foi impressionante não só pelo tamanho do foguete (Falcon 9, de cerca de 70 metros de altura) ou pela beleza da cena, mas por significar uma redução incrível de custos. Significa poder transformar os foguetes em naves com possibilidade de reutilização e com isso baratear o acesso ao espaço.

A SpaceX está longe de ser única nessa ideia; alguns meses antes a Blue Origin havia feito algo parecido, mas com tamanho bem menor e apenas em testes. Além disso, diversas outras empresas já testaram algo semelhante antes (a exemplo do Delta Clipper Experimental ou DC-X da McDonnell Douglas). De fato, a possibilidade de um pouso vertical é muito mais atrativa economicamente para qualquer um que deseje mandar algo para o espaço; a era dos foguetes descartáveis não duraria muito.



Tabela 1.2 – Comparação entre alguns lançadores

Veículo	Capacidade Máxima (LEO) [kg]	Preço [U\$\$ por Kg]
Falcon Heavy (SpaceX)	63.800	1.410,70
Ariane 5 (ESA)	21.000	8.477,00
Soyuz-2-1b/Fregat (Roscosmos)	8.500	20.000,00 - 30.000,00
Space Shuttle (NASA)	29.000	26.725,20
Long March 5 <sup>1</sup> (CALT)	25.000	-
Atlas V (NASA & ULA)	18.814	7.972,00
Vulcan (ULA)	13.940	12.374,00
Angara A5 (Roscosmos)	24.000	4.170,00
Vega (ESA)	1.963	18.848,70
Unha (NADA)	100	-
SS-520-4 (JAXA)	4	-
PSLV (ISRO)	3.250	8.000,00

Fonte: Federal Aviation Administration (2017)<sup>2</sup>.

Para clarear um pouco e mostrar a diferença econômica, vamos comparar alguns veículos lançadores. A Tabela 1.2 mostra uma comparação interessante, o custo por quilograma além da carga máxima; já o Gráfico 1.1 ilustra o custo médio por lançamento de veículos famosos.

Frente a esse cenário, vemos que o mundo pede por foguetes cada vez mais baratos, e a SpaceX está chegando lá. Mais do que isso, o Brasil, que está muito atrás de outros países com porte econômico muito menor (a exemplo da Argentina), carece de um desenvolvimento tecnológico nessa área.

<sup>1</sup> Até a data de publicação deste texto, não foram divulgadas informações oficiais a respeito do custo do lançador chinês. Analogamente, informações sobre outros lançadores pertencentes ao Japão e Coreia do Norte, não foram disponibilizadas.

<sup>2</sup> Os números apresentados mostram apenas uma aproximação feita por pesquisas em diferentes fontes. Uma vez que o custo de alguns lançadores é incerto, não deve-se tomar a Tabela 1.2 como a representação real, mas como uma estimativa. A própria não divulgação de algumas informações pelos responsáveis torna os valores imprecisos (como é o caso da Soyuz), mas serve para dar uma ideia da grandeza financeira mostrada. A principal fonte de pesquisa foi a Federal Aviation Administration (2017), mas não exclusivamente esta.

## **2 OBJETIVOS E JUSTIFICATIVAS**

### **2.1 OBJETIVO GERAL**

Tem-se como objetivo geral do presente trabalho a concepção do pouso de um foguete universitário, com fins didáticos para alunos de Engenharia Aeroespacial e cursos relacionados da Universidade Federal de Santa Maria.

### **2.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS**

- Introduzir aos alunos os conceitos referentes à física de um foguete e seus mecanismos.
- Implementar métodos de Engenharia de Sistemas para projetos Aeroespaciais;
- Estudar o funcionamento de um veículo lançador;
- Entender e definir os sistemas necessários para o pouso;
- Dimensionar o foguete;

### **2.3 JUSTIFICATIVA**

O agente motivador para a realização deste trabalho foi o desenvolver a técnica de pouso de um foguete, visto que há uma lacuna no avanço de tal tecnologia no país para alunos e professores que pretendem compreender a abstração desse sistema com base nos princípios de Engenharia Aeroespacial.

### 3 METODOLOGIA

#### 3.1 METODOLOGIA GERAL

A metodologia é uma parte extremamente importante de um projeto; conduzirá todo o planejamento, além do desenvolvimento, construção e testes do mesmo. Tendo em vista a ideia inicial e os objetivos desta, escolheu-se a metodologia adotada pela NASA, mostrada com mais detalhes em Kapurch (2010)<sup>1</sup>.

O projeto será então dividido em 7 fases principais, sendo apenas as duas primeiras o foco do CPIO I. Na Pré-Fase A, como é chamada a primeira parte do projeto, serão discutidas e analisadas as considerações iniciais a respeito dos *stakeholders*, objetivos, expectativas, além das limitações no desenvolvimento. É necessário ressaltar que a meta do CPIO I não é projetar inteiramente o foguete, mas apresentar o porquê, conceber ideias gerais do sistema, além de como planejamos atingir o objetivo.

A Figura 3.1 mostra o chamado "motor da engenharia de sistemas"; extremamente importante na concepção das ideias e objetivos do projeto. Basicamente as ideias serão verificadas e analisadas (extremo esquerdo do diagrama da figura) para obtenção de um perfil de um produto final (extremo direito), sempre analisando o processo técnico, que envolve planos de gestão, comunicação, controle técnico da execução do projeto, entre outros. Essas análises são feitas em cada parte do sistema; mostraremos a divisão sistêmica logo mais.

A Pré-Fase A (estudo de concepção) tem como propósito principal "produzir um amplo espectro de ideias e alternativas para missões para as quais novos programas/projetos podem ser selecionados" (Kapurch (2010, p.22), tradução nossa). Desse modo, as principais decisões foram tomadas, e deram uma direção ao projeto; por agora, apresentaremos de que modo as decisões serão tomadas, no Capítulo 6 discutiremos mais detalhadamente algumas delas.

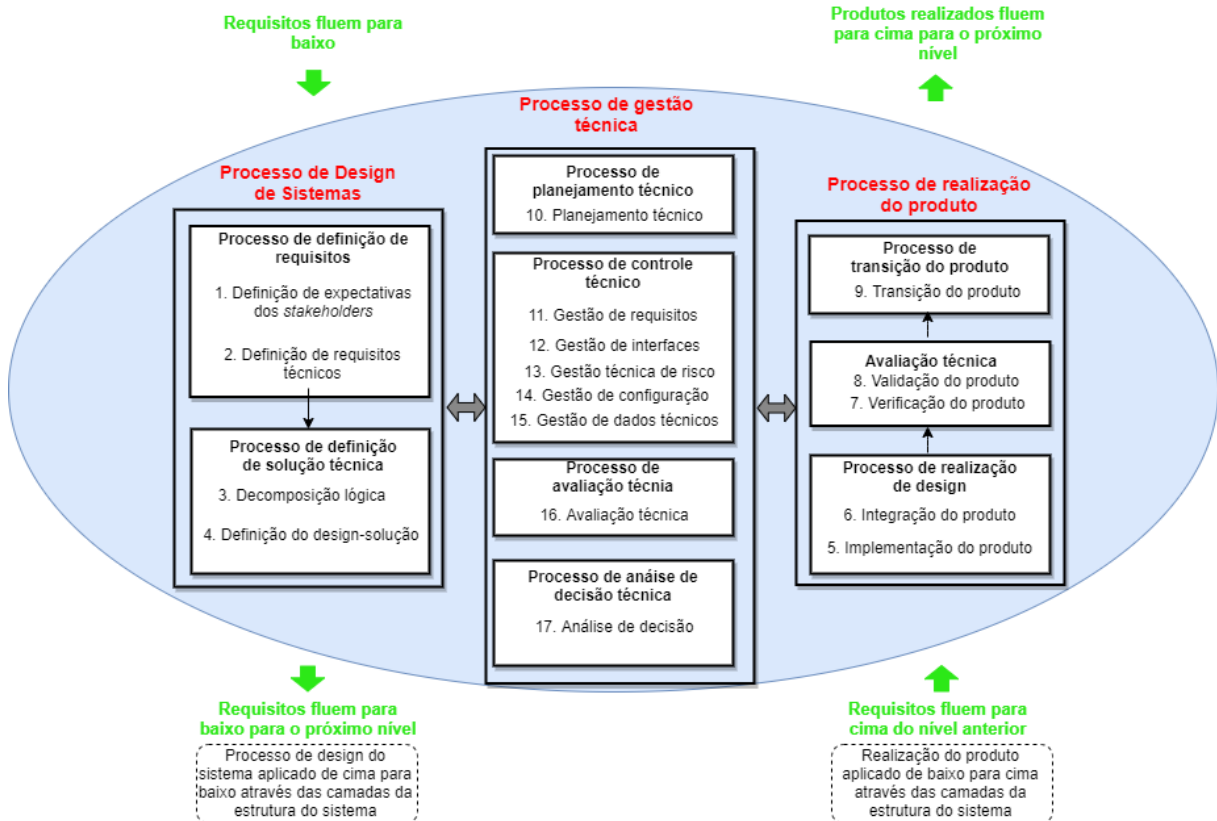
A Fase A terá um pouco mais trabalhosa, tendo como objetivo o estudo dos planos possíveis de ação, a determinação da viabilidade e da desejabilidade, além de algumas descrições, como o funcionamento de software. Essas serão, portanto as duas grandes divisões do CPIO I, o estudo de ideias e objetivos e a concepção básica de um projeto que os cumpra.

A terceira fase, chamada de Fase B, teremos a concepção preliminar que atenda as necessidades dos *stakeholders*. Serão definidos vários requisitos técnicos que "deverão

---

<sup>1</sup>A maioria das informações sobre a metodologia serão usadas como guia para o projeto, não sendo mostradas aqui, tais como os KDPs, e outros diagramas funcionais específicos da condução do projeto. Outro ponto importante que vale ser ressaltado, é que, dado a complexidade e escala do projeto, alguns aspectos do planejamento apresentado em Kapurch (2010) serão desconsiderados

Figura 3.1 – Motor da Engenharia de Sistemas



Fonte: Kapurch (2010, 5), tradução nossa.

ser suficientemente detalhadas para estabelecer uma agenda firme e uma estimativa de custos para o projeto" (Kapurch (2010, p.22), tradução nossa). Durante todas as fases aparecem KDPs, pontos importantes de decisão do projeto, que envolvem escolhas, muitas vezes radicais, no destino do projeto.

Na Fase C, desenvolveremos um design final; produção de softwares e hardwares, sendo realizados diversos testes nos componentes e subsistemas. Nessa fase do projeto, com o motor foguete dimensionado e as leis de controle feitas, tornar-se-á possível testes em bancada. Os testes serão feitos com ar comprimido, posteriormente com combustível líquido, e serão discutidos mais adiante. Durante a Fase C, aparecerão diversos CDRs, pontos críticos para uma revisão o design do foguete ou de algum subsistema específico.

A quinta fase, Fase D, rege basicamente a integração e teste do sistema como um todo, bem como teste de lançamento. Os testes iniciais serão feitos a partir de lançamentos extremamente pequenos, para validação das leis de controle e também através de um *drone* (nós testaremos seu controle na subida, somente a capacidade de controlar a queda). Depois, testes mais completos, com lançamento e aterrissagem a alturas mais interessantes serão feitos conforme os resultados e os KDPs permitirem.

A Fase E constitui-se da condução da missão, e identificação dos objetivos iniciais. A implementação nessa fase mistura-se com a própria Fase D; isso se deve ao fato do

foguete não carregar carga útil, e o sucesso em testes representa um sucesso real. Como o objetivo do projeto é justamente o desenvolvimento do foguete, consideraremos a Fase E heterogênea com a Fase D. Essa adaptação foi feita com base na ideia inicial e não representa, portanto, a adotada pela NASA.

A Fase F corresponde, basicamente, ao fim do projeto, coleta de dados e análise de desempenho. A Figura 3.2 mostra as fases do projeto e a sua principal característica.

Figura 3.2 – Simplificação das fases do projeto



Fonte: Kapurch (2010, 6), tradução nossa.

Vale ressaltar, que, devido a proporcionalidade dos projetos, a metodologia foi adaptada, e não seguida à risca, de modo que algumas características, verificações técnicas, dentre outros pontos chaves, foram deixados de lado, por não serem extremamente relevantes no desenvolvimento do mesmo.

### 3.2 METODOLOGIA ESPECÍFICA

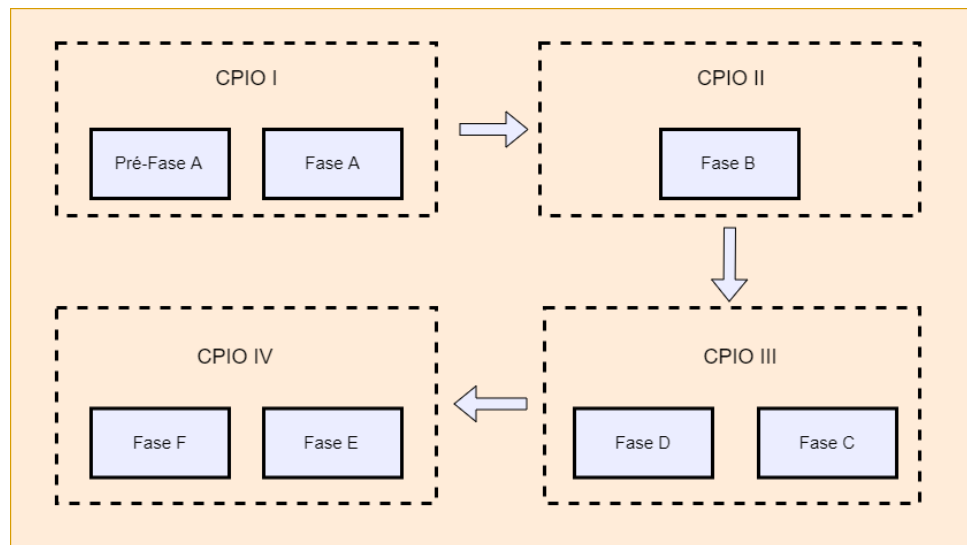
O projeto será dividido em 4 grandes fases, os CPIOs I, II, III e IV. Para cada uma dessas partes, estará compreendido uma ou mais fases (de Pré-A à F) apresentada anteriormente. O CPIO I compreenderá, desse modo, as duas primeiras fases iniciais; a Pré-Fase A e a Fase A. O CPIO II conterá puramente a Fase B do projeto, parte mais densa em conteúdo.

Após as definições finais básicas, os designs finais serão feitos e fabricados no CPIO III, que conterá também a implementação. Essa fase será a mais difícil pois conterá basicamente todos os testes necessários ao projeto, como por exemplo, os testes em bancada, testes do sistema de controle, resistência, velocidade de processamento de dados, entre outros.

Os testes finais serão feitos após a integração final do projeto, na ultima parte deste, no CPIO IV. Isso deveria ser, na verdade, parte também do CPIO III. No entanto, por conta da complexidade da construção e do desenvolvimento, optamos por fazer os testes finais nesta ultima fase, já que essa corresponde, na verdade, à realização da operação final, o pouso vertical. Ademais, as análises de resultados também ficarão para o CPIO IV. A Figura 3.3 mostra uma superposição entre as fases do projeto (fases ideais), e as fases temporais (fases reais)<sup>2</sup>.

<sup>2</sup>Isso não significa que a metodologia descrita anteriormente não será seguida, mas significa que existe

Figura 3.3 – Superposição das fases do projeto com as fases de um CPIO



Fonte: o autor.

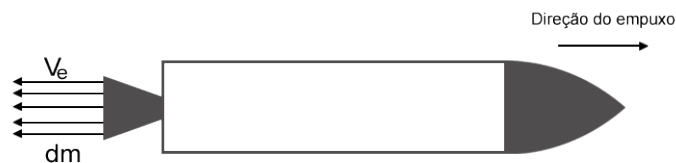
## 4 INTRODUÇÃO A CIÊNCIA DE VEÍCULOS LANÇADORES

### 4.1 DEFINIÇÕES FUNDAMENTAIS

#### 4.1.1 Empuxo

A queima de propelente na câmara de combustão gera a saída de gases quentes que são acelerados ao passar pelo bocal, produzindo uma força contínua na direção do eixo longitudinal do foguete ou em direções distintas para fins de controle, essa força é chamada de empuxo ( $E$ ). O propelente é gradualmente consumido levando ao decréscimo da massa total do foguete, assim, assumindo que esta é uma função do tempo,  $v_e$  é a velocidade de saída dos gases e  $dm$  uma porção infinitesimal de massa devido a combustão (Figura 4.1).

Figura 4.1 – Empuxo do foguete.



Fonte: Autor.

Pode-se calcular o empuxo através da forma simplificada, dada por

$$E = v_e \dot{m} \quad (4.1)$$

como o empuxo é proveniente da variação de momento em um determinado tem  $t$  e um tempo  $t + \delta$  dos gases, como citado anteriormente, estes acelerados no bocal devido ao diferencial de pressão que existe na câmara de combustão e a pressão ambiente. Logo, levando em conta essa diferença de pressão, o empuxo pode ser calculado pela seguinte expressão

$$E = v_e \dot{m} + A_s(P_s - P_e) \quad (4.2)$$

onde

- $A_s$  = Área de saída do bocal

- $P_s$  = Pressão na saída do bocal
- $P_e$  = Pressão externa

#### 4.1.2 Impulso

O impulso total  $I_t$  do foguete devido ao empuxo, é definido como

$$I_t = \int E dt = \int \frac{dp}{dt} dt = \Delta p \quad (4.3)$$

Em que, para um empuxo constante podemos escrever a Eq 4.3 da seguinte forma

$$I_t = Et = \Delta p \quad (4.4)$$

O impulso específico  $I_{sp}$  é definido como o impulso total por unidade de peso do propelente, é uma forma de medir a eficiência do foguete, matematicamente

$$I_{sp} = \frac{\int E dt}{g \int m' dt} = \frac{E}{w'} \quad (4.5)$$

Onde  $w' = m'g$ . No bocal, a velocidade de saída dos gases  $v_e$  não é uniforme em todos os pontos, em que se torna muito difícil mensurar com precisão esta velocidade, assim é definido uma velocidade para uma descrição unidimensional do problema, chama-se velocidade efetiva de saída dos gases  $c$ . Pode ser calculada da seguinte forma

$$c = I_{sp}g \quad (4.6)$$

#### 4.1.3 Equação do foguete

Se a velocidade de saída dos gases for aproximadamente constante a equação do empuxo pode ser escrita como

$$E = c \frac{dm}{dt} \quad (4.7)$$

Onde novamente foi feita a substituição de  $v_e$  por  $c$ . Escrevendo a equação geral do movimento, temos

$$ma = -E$$

$$m \frac{dv}{dt} = -c \frac{dm}{dt}$$



Dividindo por  $m$  e  $\frac{1}{dt}$  e integrando

$$\int_{v_0}^v dv = -c \int_{m_0}^m \frac{dm}{m}$$

$$\Delta v = c \ln MR \quad (4.8)$$

A Eq 4.8 chama-se equação de Tsiolkovsky para foguetes, onde  $MR = \frac{m_0}{m}$  é a relação de massa. A partir da Eq 4.8 consegue-se obter diversos dados acerca do foguete, como o tempo de queima ou a massa de propelente em instante de tempo.

#### 4.1.4 Aerodinâmica

Quando o foguete encontra-se na atmosfera ele é coberto por um fluido, entender como ele reage em contato com tal é determinante em uma missão, cada vez mais simulações numéricas são feitas e aprimoradas para definir parâmetros essenciais.

##### 4.1.4.1 Rotações

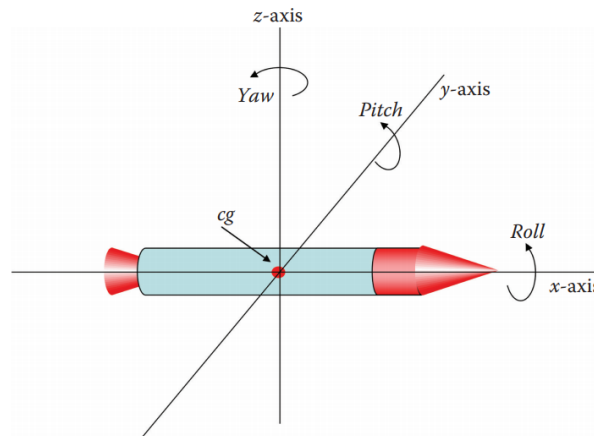
Controlar a orientação do foguete em suas três dimensões é necessário com o objetivo de evitar o trajeto indesejado deste, o veículo gira em torno do centro de gravidade  $cg$ , é um ponto que se move como se todo o peso do foguete estivesse concentrado nesse ponto, geometricamente é o centroide de foguete. A figura 4.2 mostra o centro de gravidade e as rotações em torno dos eixos. Chama-se arfagem (em inglês - *Pitch*) quando há uma rotação em torno do eixo  $y$ , guinada (em inglês - *Yaw*) quando for em torno do eixo  $z$  e rolagem (em inglês - *Roll*) em torno do eixo  $x$ .

##### 4.1.4.2 Forças aerodinâmicas

No momento em que um objeto sólido entra em contato com um fluido, este objeto acaba sendo imerso pelo fluido, assim, as forças mecânicas são aplicadas em todos os pontos do objeto, onde a transmissão destas forças ocorrem mediante a pressão do fluido. A pressão atua perpendicularmente a superfície do objeto, porém, é uma grandeza escalar, e, a força é uma grandeza vetorial, assim, em uma pequena seção de área, a direção da força vai ser normal a superfície, essa direção denotada de  $\vec{n}$ , como mostrado na figura 4.3.

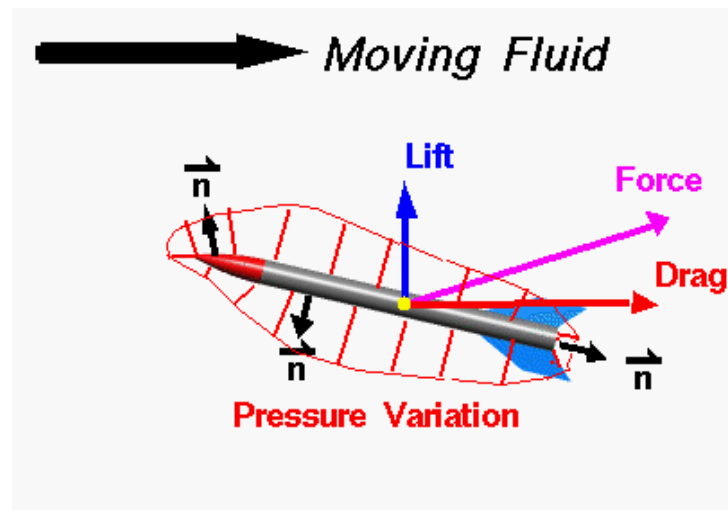
Essa direção normal muda para cada ponto da superfície do objeto, no caso um foguete,

Figura 4.2 – Rotações do foguete.



Fonte: Adaptado de Taylor (2017).

Figura 4.3 – Forças em um foguete.



Fonte: Adaptado de NASA.

assim para calcular a força mecânica total que está agindo sobre o objeto, deve-se somar todas as contribuições de cada ponto, matematicamente

$$\vec{F} = \sum p(\vec{n}) \cdot A \quad (4.9)$$

Tornando as seções de áreas infinitesimais temos a integral

$$\vec{F} = \oint p(\vec{n}) \cdot dA \quad (4.10)$$

Como a integral é calculada em todo o corpo, é considerada uma superfície fechada. A componente normal à direção de fluxo da força resultante denomina-se de sustentação e a componente paralela a direção de fluxo do fluido de arrasto, ambas podem ser calculadas

da seguinte forma

$$F_L = C_L A \frac{\rho v^2}{2} \quad (4.11)$$

Onde  $C_L$  é o coeficiente de sustentação,  $A$  a área efetiva em contato com o ar,  $\rho$  é a densidade atmosférica e  $v$  a velocidade do foguete. Para o arrasto funciona da mesma forma, mudando apenas o coeficiente de arrasto  $C_P$

$$F_D = C_D A \frac{\rho v^2}{2} \quad (4.12)$$

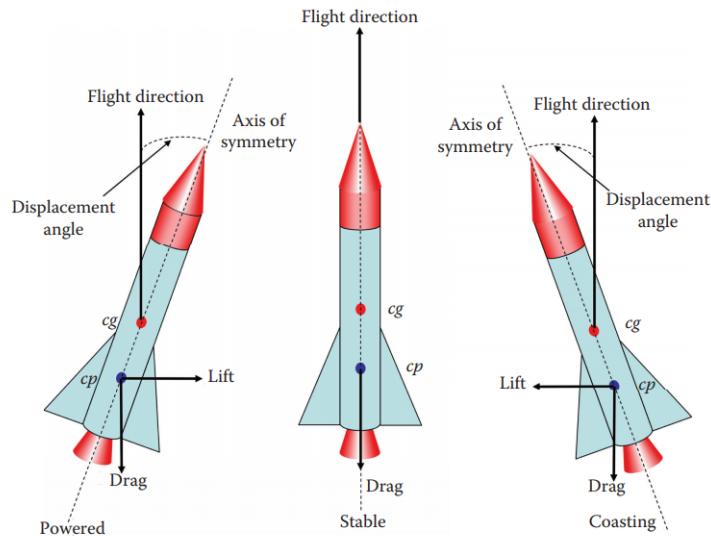
#### 4.1.4.3 Estabilidade

Durante o voo o foguete está submetido ao vento, isso causa muitas vezes um desvio na atitude do foguete, essa rotação gera um ângulo de desvio em relação à direção de voo. A sustentação e o arrasto agem no centro de pressão  $cp$ . A figura 4.4 mostra três tipos de desvio, do lado esquerdo mostra o desvio quando o foguete ainda está submetido ao empuxo, onde a força de sustentação e arrasto produzem um torque em relação ao centro de gravidade  $c_g$  no sentido anti-horário, exercendo uma rotação na parte inferior do foguete, por consequência, a parte superior se move para a esquerda. No meio o foguete está estável com o arrasto agindo no eixo de direção sem sustentação criada. No lado direito, mostra o desvio quando o motor do foguete já foi desligado, onde a sustentação e o arrasto criam um torque em relação ao centro de gravidade no sentido horário, fazendo com que a parte inferior do foguete gire para a esquerda e a parte superior para a direita. Em ambos os casos as forças de arrasto e sustentação colocam de volta o foguete em um modo de voo estável, engenheiros chamam essas forças de restauradoras. Se o centro de pressão estivesse acima do centro de gravidade, o torque seria no sentido do giro e o foguete estaria totalmente instável, assim, é uma condição de estabilidade o  $c_g$  esta acima do  $cp$ . Foguetes em grande escala não utilizam esses tipos de estabilidade, normalmente implementam um sistema de guimbais para o controle e estabilidade.

#### 4.1.5 Controle

Foguetes em grande escala são difíceis de controlar devido a seu grande tamanho e peso, torna-se necessário o desenvolvimento de controles mais eficientes para implementar em grandes foguetes, por exemplo, o Falcon 9 da SpaceX utiliza um guinbal, foguetes do programa Mercury, Gemini e Apollo utilizaram o controle Vernier.

Figura 4.4 – Estabilidade do foguete.



Fonte: Adaptado Taylor (2017).

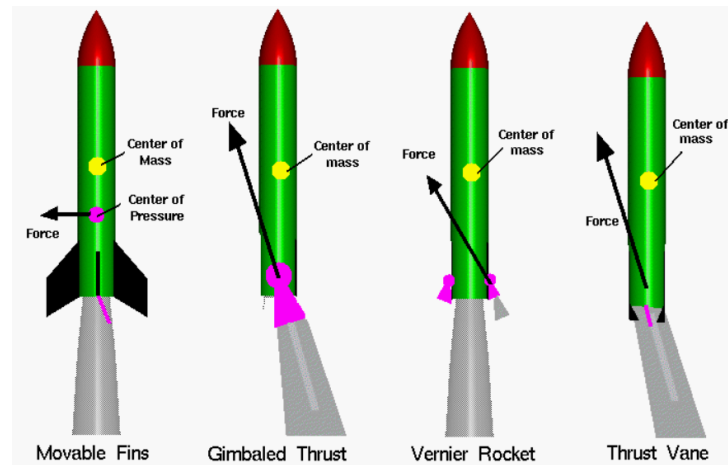
#### 4.1.5.1 Tipos de controle

Há quatro tipos de controle principais, são eles:

1. **Aletas móveis:** Mísseis normalmente utilizam esse tipo de controle, as aletas controlam as forças aerodinâmicas no foguete, seguindo os mesmos conceitos da seção 4.1.4.3;
2. **Guimbal:** O ônibus espacial americano e o Saturno V utilizaram o sistema de guimbal para o controle. Nesse sistema, o bocal do foguete é móvel, quando movimentado, gera uma variação na direção do empuxo, causando um torque em relação ao  $c_g$ ;
3. **Vernier:** São pequenos motores acoplados na parte inferior do foguete, quando acionados geram uma força em uma direção, causando um torque em relação ao  $c_g$ ;
4. **Palhetas:** Aletas são colocadas no fluxo de gás, desviando a pressão e causando um torque no controle.
5. **Ingestão secundária de fluído (SITVC):** É feita uma ingestão secundária de um gás no *nozzle*, de modo a criar diferentes velocidades de saída e forças diferentes em pontos distintos no mesmo. A força lateral vem por conseguinte.

Para foguetes sólidos o controle pode ser feito de forma similar. Gases quentes fluem onde há válvulas abertas e quatro bocais; quando uma das válvulas é fechada, causa um desequilíbrio no fluxo do gás, gerando uma força lateral. A figura 4.5 mostra alguns tipos de controle.

Figura 4.5 – Tipos de controle.



Fonte: Adaptado de NASA.

O controle consiste, portanto, no direcionamento da força gerada pela saída dos gases, conhecido como Controle Vetorial de Empuxo *TVC* (em inglês *Thrust Vector Control*).

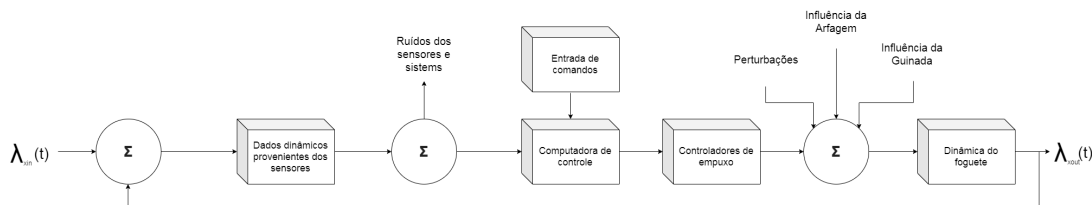
#### 4.1.5.2 Oito graus de liberdade

Como visto na seção 4.1.4.1 as possíveis rotações do foguete, ele ainda pode ter movimentos para frente e para trás devido ao empuxo e ao arrasto, respectivamente. Engenheiros que trabalham com foguetes normalmente utilizam oito graus de liberdade ( $8 - DOF$ ), embora usualmente apareça seis graus de liberdade mas é utilizado quando não se leva em conta o arrasto e o empuxo. Logo, os oito graus de liberdade são:

- Empuxo,  $+\Delta x$
- Arrasto,  $-\Delta x$
- Rolagem positiva  $\lambda_x$
- Rolagem negativa  $-\lambda_x$
- Arfagem positiva  $\lambda_y$
- Arfagem negativa  $-\lambda_y$
- Guinada positiva  $\lambda_z$
- Guinada negativa  $-\lambda_z$

Em voo, correções de atitude dos (8 – *DOF*) são constantemente realizadas. A figura 4.6 mostra o circuito do sistema de controle de atitude (*ACS*), a figura mostra para o eixo x, porém há um circuito diferente para cada eixo, é menos complexo o controle com os eixos separados. De início é adicionado as condições iniciais do foguete, logo, é comparado com os dados oriundos dos sensores, isso nos fornece um erro de atitude, após isso a computadora de controle verifica se há correções necessárias para que o controle seja acionado, por exemplo, propulsores, nesse momento, pode haver outra entrada de correção no sistema. A figura 4.6 obedece o que se conhece como controlador proporcional integral derivativo *PID*.

Figura 4.6 – Circuito para o controle de atitude.



Fonte: Autor.

Matematicamente, o *loop* do controle *PID* é descrito como

$$\lambda_{out}(t) = K_p \lambda_{in}(t) + K_i \int_0^t \lambda_{in}(t) dt + K_d \frac{d\lambda_{in}(t)}{dt} \quad (4.13)$$

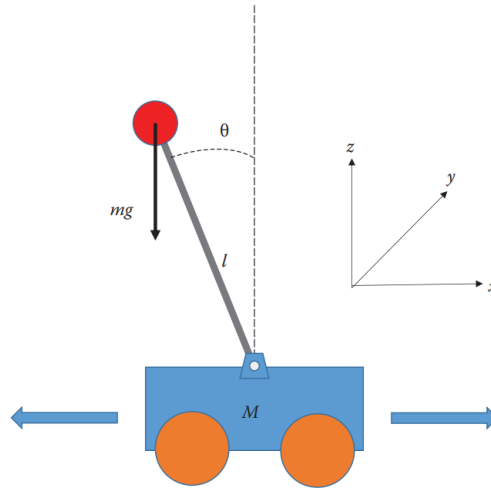
Onde,  $K_p$  é o ganho proporcional,  $K_i$  ganho integral e  $K_d$  o ganho derivativo. O ganho proporcional é equivalente ao empuxo em uma dada direção, é esse ganho que determina as maiores correções, se tiver um erro de atitude em  $15^\circ$  o controlador proporcional envia aos propulsores uma correção de  $15^\circ$ . O controle integral é encarregado de controlar a atitude em um longo período de tempo e para correção de erros na atitude nesse período. O derivativo é encarregado de determinar a taxa no qual o empuxo deve aumentar ou diminuir.

#### 4.1.5.3 Pêndulo invertido

Quando o foguete não se encontra em altas velocidades para que as forças restauradoras sejam consideráveis, algoritmos devem ser implementados para controlar o foguete, uma situação que explica a necessidade é o pouso vertical da SpaceX, onde a velocidade dele é consideravelmente baixa para força corrigirem a atitude. A teoria do pêndulo invertido é amplamente utilizada para esse tipo de situação, embora demande algoritmos complexos e cálculos avançados. Considerando o pendulo invertido da figura

4.7, quando uma força aplicada ao pêndulo o carrinho se mexe para corrigir e manter o equilíbrio, como os guimbais do Falcon 9.

Figura 4.7 – Pêndulo invertido.



Fonte: Adaptado de Taylor (2017).

As equações do movimento são obtidos através de um sistema Lagrangiano. A força necessária é expressa por

$$F = (M + m)\ddot{x} - ml\ddot{\theta} \quad (4.14)$$

Onde  $M$  e  $m$  são as massas do carrinho e do pêndulo, respectivamente.

## 4.2 BOCAL

Vamos falar agora brevemente sobre o bocal de saída dos gases; os detalhes sobre as deduções das equações estão fora do escopo deste texto. Como descrito em Taylor (2017), trabalhando um pouco as equações de fluxo de gases, velocidade de saída dos gases e algumas ideias termodinâmicas chegamos à equação que nos dá a área da seção transversal da tubeira:

$$A = \frac{\dot{m}}{p_c \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \frac{M}{R_u T_c} \left(\frac{P}{P_c}\right)^{\frac{2}{\gamma}} \left(1 - \left(\frac{P}{P_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right)}} \quad (4.15)$$

Outro conceito importante que será abordado durante o texto é a razão de expansão  $\epsilon$ , que será definida como

$$\epsilon = \frac{A_e}{A_t} \quad (4.16)$$

aonde  $A_e$  e  $A_t$  são a área da seção transversal da parte final do *nozzle* e da garganta, respectivamente. Utilizando a equação 4.15, podemos escrever:

$$\epsilon = \frac{\frac{\dot{m}}{p_c \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \frac{M}{R_u T_c} \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{2}{\gamma}} \left(1 - \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right)}}}{\frac{\dot{m}}{p_c \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \frac{M}{R_u T_c} \left(\frac{P_t}{P_c}\right)^{\frac{2}{\gamma}} \left(1 - \left(\frac{P_t}{P_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right)}}} \quad (4.17)$$

Podemos organizar melhor as equações anteriores de forma a ficar mais clara a razão de expansão. Temos que

$$A_t = \frac{\dot{m}}{P_c \sqrt{\gamma \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \frac{M}{R_u T_c}}} \quad (4.18)$$

Desse modo, podemos reescrever a razão  $\epsilon$  como:

$$\epsilon = \sqrt{\frac{\gamma \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}{\left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{2}{\gamma}} \left(1 - \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right)}} \quad (4.19)$$

Podemos escrever também em função do número de *Mach*, que ficaria da forma:

$$\epsilon = \frac{1}{M_a} \left( \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_a^2}{\frac{\gamma+1}{2}} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (4.20)$$

Esse parâmetro  $\epsilon$  pode ser obtido também por alguns programas específicos, que serão discutidos mais adiante. Outro dimensionamento importante são os comprimentos das partes convergentes e divergentes. O comprimento da parte final (divergente) pode ser calculado como:

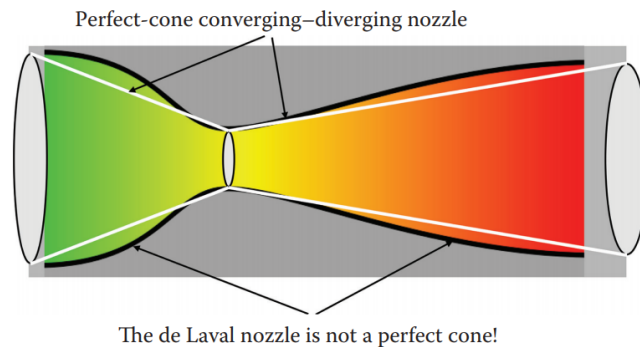
$$L_{dn} = \frac{r_e - r_t}{\tan \theta} \quad (4.21)$$

Utilizando a mesma ideia, podemos calcular também o comprimento da parte convergente. É importante lembrar que o ângulo  $\theta$  ótimo está entre  $12^\circ$  e  $18^\circ$ , enquanto o ângulo  $\beta$  é otimizado perto dos  $60^\circ$ .

É necessário pensar que, apesar de o projeto perfeito ser um cone exato, isso ocasiona ondas de choque no fluxo de saída, devido a mudança brusca de convergência para divergência na tubeira. Assim, uma geometria mais usada, bem próxima da ideal, é conhecida como "bocal de Laval", uma tubeira mais parecida com um sino do que com um cone; a imagem 4.8 mostra uma comparação e a suavização da tubeira.



Figura 4.8 – Tubeira - Formato cônico x geometria em sino



Fonte: Taylor (2017)

### 4.3 MOTOR FOGUETE SÓLIDO

Em um motor foguete sólido temos a mistura do combustível com o oxidante, formando um propelente compacto que proporciona o empuxo. Os cálculos termodinâmicos do motor foguete líquido são todos aplicáveis ao sólido. Em comparação com o foguete de propelente líquido, o sólido é relativamente mais simples de executar, visto que o propelente constitui maior parte do foguete. Segundo Taylor (2017), a principal vantagem do motor de foguete sólido é que ele é uma máquina bastante simples. Na tabela 4.1 estão algumas vantagens e desvantagens desta classe de veículos lançadores.

Tabela 4.1 – Vantagens e desvantagens do motor foguete sólido.

Vantagens	Desvantagens
Pouca manutenção	Não há controle após a ignição
Propelente armazenável	Baixo impulso específico ( $I_{sp}$ )
Baixo custo	Riscos na hora do manuseio

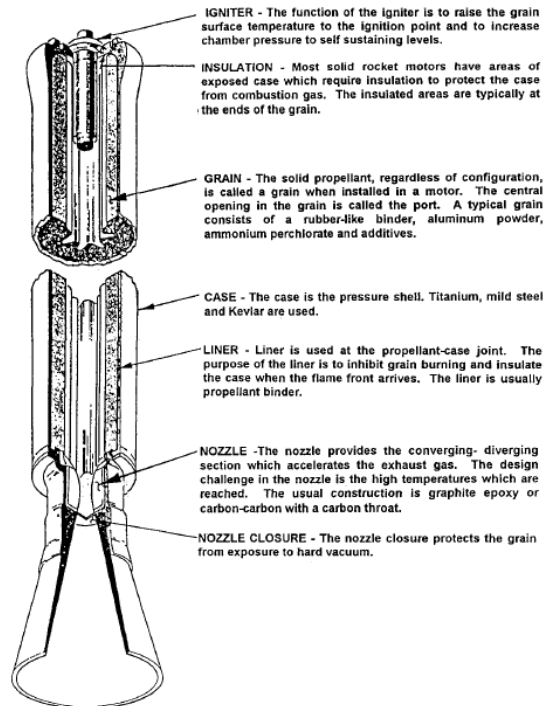
Fonte: Adaptado de Sutton (2010).

#### 4.3.1 Componentes Básicos

A Figura 4.9 mostra a configuração básica de um motor foguete sólido. Na parte superior em vermelho, encontra-se o dispositivo de ignição utilizado para iniciar a queima. Uma vez que o motor é acionado, a queima do composto não é controlável. O propelente ou grão (*Propellant Grain*) aparece na maior parte do foguete, cerca de 85% de toda massa. Junto a ele, se encontra a região ou superfície onde ocorre a ignição e queima (*Burning Surface*). Quando o foguete está em processo de combustão, a região do propelente encontra-se em altos níveis de pressão e temperatura. Assim, torna-se necessária uma proteção térmica de tal região (*Thermal insulation barrier*) com o objetivo de resguar-

dar a carcaça do foguete (*Casing*). Denomina-se o conjunto das partes que estão no interior da carcaça de câmara de combustão.

Figura 4.9 – Configuração básica de um motor foguete sólido.



Fonte: Adaptado de Brown (1995).

### 4.3.2 Propelente

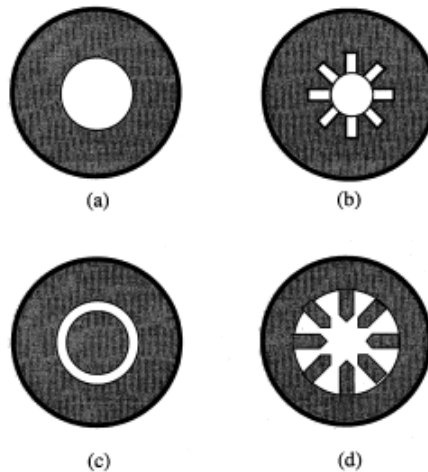
O propelente sólido de um motor foguete geralmente consiste na mistura de dois ou mais compostos químicos, que reagem, liberando calor e gases. Comumente, o oxidante é um sal inorgânico como nitrato de potássio, além de alguns cloratos e percloratos. De acordo com Turner (2009), estes são mais utilizados atualmente, sendo um deles o perclorato de amônia. Para o combustível, encontram-se alguns aglomerantes orgânicos. O composto formado pelo propelente, em suma, é formado por combustível, oxidante, catalisador e alguns aditivos, como plastificantes. Entre as características esperadas para um propelente, estão:

- Alto impulso específico ( $I_{sp}$ );
- Variação mínima de empuxo e pressão na câmara de combustão;
- Alta densidade;
- Qualidade na ignição;

- Longa duração do composto;
- Baixa absorção de umidade, o que deteriora o propelente.
- Simples e baixo custo;
- Baixos riscos e baixa toxicidade.

Há diversas formas de configurar o grão na câmara de combustão. A escolha certa pode vir a aumentar o rendimento do foguete, visto que pressão na câmara de combustão depende da taxa em que o grão é consumido, e consequentemente afeta o empuxo fornecido pela queima dos gases. A seleção da geometria é definida pela missão e seus objetivos. A figura 5.2 mostra um conjunto de geometrias para a superfície de queima.

Figura 4.10 – Geometrias da superfície de queima.



Fonte: Adaptado de Turner (2009).

A superfície de queima determina se o empuxo aumenta ou diminui, ou se mantém constante ao longo da queima. Há três tipos de queima:

1. Regressiva: A pressão, o empuxo e a superfície de queima decai com o tempo.
2. Progressiva: A pressão, o empuxo e a superfície de queima aumenta com o tempo.
3. Neutra: mantém-se aproximadamente constante.

Um exemplo de queima progressiva é do tipo (a), na figura n, em que a seção circular aumenta com o tempo, de forma quase linear, assim como o fluxo de massa, que aumenta linearmente, elevando o empuxo.

### 4.3.3 Taxa de queima

A taxa na qual o propelente é consumido no motor é uma função da pressão dentro da câmara de combustão, e segue a lei de Piobert de 1869, no qual diz que A queima ocorre por camadas paralelas onde a superfície do grão regride, camada por camada, normal à superfície em todos os pontos. Pode ser calculada da seguinte forma

$$r = r_o + aP_c^n \quad (4.22)$$

Em que  $r$  é a taxa de queima,  $r_o$  uma constante usualmente tomada como zero,  $a$  é o coeficiente de queima, e  $n$  o índice de combustão. Os valores de  $a$  e  $n$  são obtidos experimentalmente para determinados propelentes.

### 4.3.4 Ignição

Para iniciar a combustão do propelente, utiliza-se um ignitor pirotécnico, onde uma carga significativa é necessária. Um exemplo é o foguete Ariane 5, em que são utilizados 25 Kg de material pirotécnico para dar ignição. O processo de ignição é dividido em três fases:

1. Primeira fase: O período no qual o ignitor recebe o sinal e o primeiro grão de propelente começa a queimar.
2. Segunda fase: O período entre a queima do primeiro grão e a queima de toda a superfície.
3. Terceira fase: O período para preencher, alcançar o equilíbrio de pressão e fluxo da câmara de combustão.

## 4.4 MOTOR FOGUETE LIQUIDO

Foi no ano de 1926, ao dia 16 de março, que o primeiro motor-foguete a propelente líquido voou (4.11), desde então essa forma de motor vem sendo amplamente usada. Tal tecnologia possibilitou que pudéssemos chegar à Lua e promete oferecer muitas outras conquistas à humanidade nos anos vindouros.

O objetivo deste tópico é elucidar o funcionamento do sistema de propulsão de um foguete a propelente líquido e mostrar as opções existentes.

Há duas categorias em que os podemos separar, a saber aqueles usados para primeiros estágios pondo a carga útil em órbita e provendo um grande aumento de velocidade

Figura 4.11 – Robbert Goddard e o primeiro foguete a propelente líquido, 1926.



Fonte: Smithsonian National Air and Space Museum.

assim como aqueles que servem como propulsão auxiliar usados em ajuste de trajetória e controle de atitude Sutton (2010). O motor a propelente líquido se mostra especialmente valoroso nesse último caso por ser capaz de regular o empuxo gerado, coisa não passível de ser feita utilizando-se propelente sólido.

O sistema de propulsão, independente da utilidade, pode ser dividido em reservatório e motor-foguete. Aquele tem o papel de armazenar o combustível e oxidantes utilizados pelo foguete, este é responsável por queimá-los e com isso gerar impulso. Por conseguir carregar consigo seu próprio oxidante, o foguete pode funcionar até mesmo em ambiente espacial, algo impossível para motores que queimem o combustível com o ar atmosférico.

#### 4.4.1 Propelentes

Começaremos com o cerne de um foguete: seus propelentes. Tendo sido visto o funcionamento básico de um foguete, é sabido que sem algo para ser ejetado não há maneira de o foguete ser impelido para a frente. Essas coisas a serem ejetadas são os gases em alta velocidade gerados pela queima do propelente.

Pode haver tanto motores-foguete que utilizam apenas um tipo de propelente, que são chamados monopropelentes (hidrazina, peróxido de hidrogênio e nitrato isopropílico), como aqueles que fazem uso de dois tipos, sendo um o oxidante (oxigênio líquido, ácido nítrico, tetróxido de nitrogênio, etc.) e o outro o combustível (álcool, querosene, hidrogênio líquido, etc.), chamados de bipropelentes.

Em um sistema bipropelente são necessários dois propelentes, pois, para que haja

combustão o combustível necessita oxidar e o oxidante reduzir, tendo como produtos gases e calor. Para monopropelentes o único propelente ali presente pode desencadear essa reação apenas estando em contato com um catalisador.

Bipropelentes requerem um sistema de alimentação e armazenamento muito mais complexo do que sistemas monopropelentes, entretanto, têm, em geral, impulso específico maior do que o de monopropelentes. Outro fator que acaba mais complexo por conta da dualidade de propelentes é a injeção na câmara de combustão, deve-se fazer com que o contato entre os dois propelentes seja o mais eficiente para misturá-los, sendo que para monopropelentes deve-se apenas injetá-lo, tomando o cuidado para que ele atinja o catalisador de forma uniforme (Huzel (1992)).

#### 4.4.1.1 *Propriedades*

Na escolha de um propelente, é necessário levar em conta vários aspectos referentes as suas propriedades físicas e químicas. Isso se mostra importante pois alguns propelentes apresentam características que não são compatíveis com as limitações impostas pela missão.

É preferível que um propelente apresente as seguintes características:

1. Alta gravidade específica, uma vez que para uma certa massa é necessário menos volume, ou seja, tanques menores e dimensões menores no foguete, o que gera menor resistência aerodinâmica.
2. Estabilidade do propelente estocado ou em operação para que não haja decomposição do químico, algo que pode ser catastrófico.
3. Pressões de vapor baixas, as quais permitem que o propelente seja mais facilmente bombeado, e previnem o problema de cavitação.
4. O propelente não deve ter grandes mudanças nas características físicas por conta do aumento de temperatura;
5. O tempo para ignição deve ser baixo para que explosões sejam evitadas.

Por fim, algo a ser analisado é a disponibilidade do propelente, assim como o seu custo. Propelentes tóxicos e criogênicos irão acabar custando mais porque requererão equipamentos para manuseio, pessoal qualificado, mais procedimentos de segurança e, provavelmente, mais componentes no projeto.

Obviamente, as opções mudam de país para país. Para a definição de um projeto é necessário ter em mente que qualquer propelente tóxico ou que custe muito caro para obter/manter poderá ser inviável.

Em relação à ignição os propelentes podem ser:

- Hipergólicos: aqueles que inflam espontaneamente quando em contato com um catalisador ou, em um sistema bipropelente, quando o combustível entra em contato com o oxidante. Geralmente monopropelentes são hipergólicos.
- Não-hipergólicos: aqueles que precisam de ignitores para que a queima comece.

#### 4.4.1.2 Monopropelentes

Monopropelentes podem ser uma mistura de oxidante e combustível ou um único composto que pode se decompor liberando gases e calor. Um monopropelente para foguetes deve ser estável em ambiente natural e controlado, mas deve cumprir sua função quando em contato com catalisadores, em aumento de temperatura e pressão. Um propulsor a monopropelente líquido geralmente traz mais simplicidade, porém alguns monopropelentes como o Peróxido de Hidrogênio apresentam pouca performance comparado às outras opções Huzel (1992).

Os catalisadores podem ser líquidos ou sólidos. Catalisadores líquidos dependem de um sistema de injeção para funcionarem, complicando mais o sistema e possibilitando mais falhas. Catalisadores sólidos são deixados na câmara de combustão em um chamado leito catalítico, onde quando em contato com o propelente iniciam a dissociação. O fator decisivo para a efetividade de um catalisador é sua superfície de contato específica, que é a sua área superficial por grama. Os catalisadores sólidos são suportados por outro composto químico. Esse composto deve ter grande porosidade, mas também deve ter resistência para que agüente as pressões da câmara.

O principal monopropelente utilizado atualmente é a hidrazina. Normalmente são utilizados catalisadores e um pré-aquecimento para inflamá-la. Segundo Sutton (2010) ela tem por catalisadores Irídio em temperatura ambiente, e Ferro, Cobalto e Níquel a 450 K.

A Hidrazina tem muitas qualidades físicas, porém devemos levar em conta que se trata de um composto cancerígeno e muito caro. Deste modo peróxido de hidrogênio se torna uma opção mais plausível para nossa missão.

O Peróxido de Hidrogênio em concentrações iguais ou superiores a 90%, também chamado de *HTP* (*High Test Peroxide*), já foi utilizado em aplicações aeroespaciais entre os anos de 1940 e 1970, mais notavelmente nos foguetes Black Arrow britânicos. Entretanto, devido a falta de conhecimento da época e de tecnologia para sua armazenagem segura, foi rejeitado desde então como propelente (Ventura Eric Wernimont (2007)).

Com crescente interesse pelo chamados *green-propellants* Bombelli Dieter Simon (2003), o *HTP* voltou a ser considerado como uma alternativa a hidrazina. Em aplicações que não necessitem alta performance o *HTP* pode ser utilizado sem problemas, uma vez que apresenta bons valores de impulso específico, densidade alta, baixa pressão de vapor,

etc, como pode ser visto na Tabela 4.2.

Tabela 4.2 – Comparação da Hidrazina com o Peróxido de Hidrogênio 100%

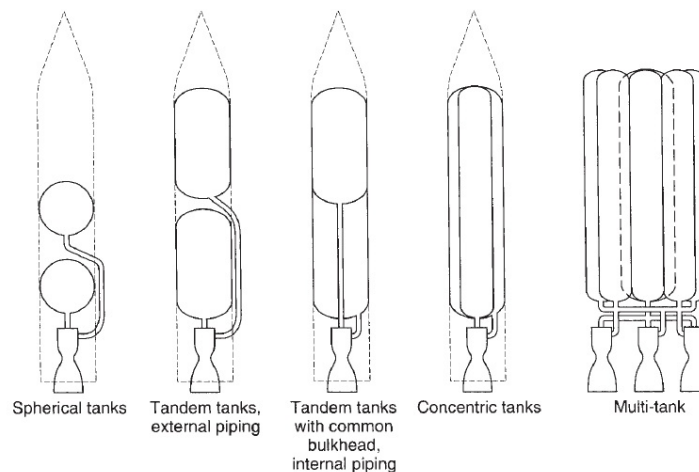
Propriedade	HTP 100%	Hidrazina
Ponto de Congelamento (K)	272,6	274
Ponto de Ebulição (K)	423	386
Densidade ( $kg/m^3$ )	1440	1010
Pressão de Vapor (Pa)	372	2572
Temperatura de auto-ignição (K)	395	543
Impulso específico no vácuo (s)	192	245
Tempo de estoque (anos)	15	10

Fonte: Wernimont (2006).

#### 4.4.2 Tanques

Em sistemas bipropelentes há dois tanques separados. Algumas possíveis configurações podem ser vistas na Figura 4.12. Já em sistemas monopropelentes, há apenas um tanque por definição. Tanques podem ter as mais variadas formas e estar em diversos locais, o que pode ser usado para controlar o centro de gravidade do foguete.

Figura 4.12 – Configurações de tanques.



Fonte: Sutton (2010).

Nos tanques, é importante que haja um volume livre para que expansões térmicas e liberação de gases possam ocorrer no propelente. A eficiência de um tanque e/ou sistema de alimentação é avaliada de acordo com o coeficiente de expulsão, que é quanto combustível foi expelido dividido por quanto de combustível havia. Na maioria dos tanques esse coeficiente gira em torno de 98%, todo propelente residual deve ser tomado como massa inerte. O formato de tanque que tem o melhor benefício massa-volume é o esférico.



A equação que diz a espessura da parede para um tanque esférico é:

$$t = \frac{Pr}{2\sigma} \quad (4.23)$$

Onde  $P$  é a pressão máxima dentro do tanque,  $r$  é o raio interno e  $\sigma$  é o estresse permitido do material.

Quando tem-se barris cilíndricos a espessura é o dobro da de uma esfera.

Para sistemas de alimentação pressurizados, os tanques operam em pressões de 1,4 a 9 MPa, portanto têm paredes grossas e pesadas. Para gases altamente pressurizados (aqueles utilizados para expelir propelente, tipicamente hélio), as pressões são enormes, indo de 6,9 até 69 MPa, para aguentar tamanha pressão os tanques são geralmente esféricos. Em sistemas alimentados por *turbopumps* a pressão é baixa e a parede dos reservatórios não precisa ser grossa, portanto esses sistemas possibilitam tanques menos grossos.

Alguns eventos podem ocorrer por conta de acelerações do foguete durante o voo. Um deles é a movimentação do propelente dentro do tanque, isso pode fazer com que bolhas de gás entrem na linha de descarga e causem sérios problemas de combustão. Outro fator a ser levado em conta é a criação de vórtices devido a vazão de propelente, o efeito é parecido com o de banheiras sendo esvaziadas. Todos esses problemas devem ser evitados por mecanismos já desenvolvidos.

#### 4.4.3 Sistema de alimentação

Os sistemas de alimentação tem duas principais funções, sendo elas aumentar a pressão dos propelentes (essencial para o impulso específico visto que ele depende da pressão) e provê-los no fluxo de massa previsto previamente no projeto para a câmara de combustão. A energia para isso vem, ou de um gás altamente pressurizado, de uma bomba, ou até uma combinação dos dois. Para sistemas que geram pouco impulso, a alimentação por gás pressurizado é mais efetiva.

Parâmetros importantes para qualquer um desses sistemas é a taxa de vazão e as pressões locais. Esses parâmetros devem ser obtidos por dados experimentais e por resultados obtidos de outros estudos. A determinação deles permite uma análise do estresse, calibrações no motor-foguete e ajuda a encontrar a causa de alguma avaria.

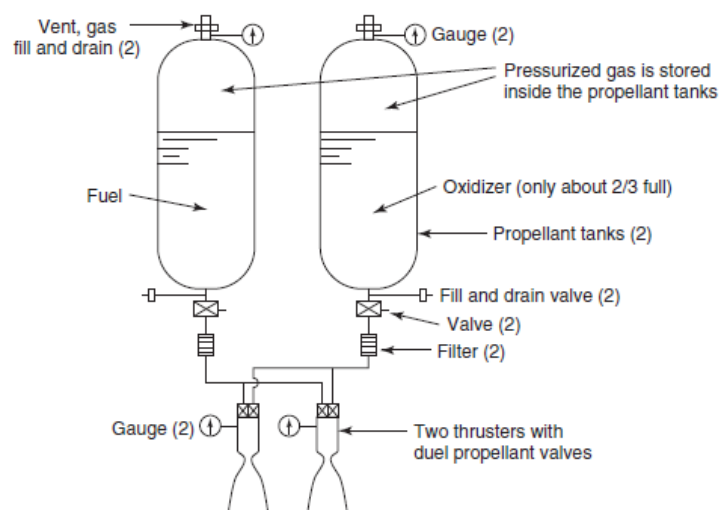
Os gases usados para gerar a pressão são chamados de pressurizadores. Atualmente, utiliza-se os gases inertes de nitrogênio e hélio. O hélio é o mais leve, porém se não há problemas com o peso é aconselhável utilizar nitrogênio, pois vazamentos de hélio são difíceis de prever.

#### 4.4.3.1 Gás pressurizado

Sistemas de alimentação a gás pressurizado são muito confiáveis, baratos, rápidos e fáceis de iniciar, porém, em relação à alimentação a *turbopumps* são ineficientes visto que o volume e peso de gás e tanques aumentam quanto mais propelente precisa ser entregue à câmara de combustão. O primeiro foguete a propelente líquido a voar utilizava um desses sistemas (Figura 4.11). Há dois tipos de sistemas de alimentação a gás pressurizado utilizados atualmente:

- O primeiro utiliza um regulador de gás pressurizado, o que possibilita que a pressão do propelente seja constante e assim o empuxo também. O sistema tem um tanque de gás separado do de propelente. Esse tanque separado melhora a performance do motor, porém acrescenta mais peso ao foguete. Para esse sistema é necessário mais gás que para um *blowdown*.
- O segundo se trata de um sistema em que o gás pressurizado fica já dentro do tanque de propelente (Figura 4.13), em inglês dá-se o nome de *blowdown system*. Esse sistema diminui o peso de massa inerte, porém a pressão do propelente e, conseqüentemente, o empuxo gerado pelo motor diminuem em função do tempo. Por essas causas, o impulso específico tem uma diminuição ao final da queima e esse sistema é mais difícil de se implementar em um bipropelente. Entretanto, para sistemas de monopropelentes, o *blowdown system* traz vantagens significativas e por isso é o mais utilizado.

Figura 4.13 – Alimentação a *blowdown*.



Fonte: Sutton (2010).

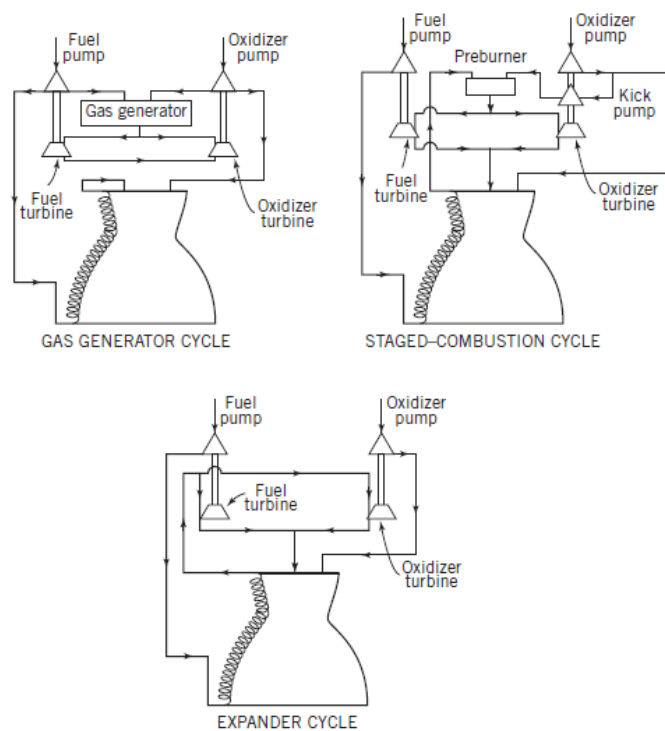
#### 4.4.3.2 Turbopumps e ciclos

Em sistemas de *turbopumps*, o propelente é retirado do tanque por bombas movidas por turbinas. *Turbopumps* são amplamente utilizadas em motores de primeiro estágio, pois unem o menor peso para o maior tempo de operação de todos os sistemas de alimentação. Esse sistema de bombas pode ser organizado de diversas maneiras, mas sempre usa-se o princípio de utilizar o próprio propelente para girar a turbina que aciona a bomba. Para que isso seja possível, é necessário que se tenha um dispositivo de inicialização, que pode por exemplo ser um cartucho de combustível sólido usado para girar as turbinas.

Em uma operação normal desse sistema, os propelentes são alimentados aos bocais da bomba em uma pressão baixa para evitar a cavitação, então uma bomba rotatória movida a turbina aumenta a pressão do propelente até bem acima da pressão da câmara de combustão, e entrega os propelentes para o injetor. Pequenas quantidades de propelente saem da bomba para um gerador de gás que os queima para então empurrar as turbinas que giram um eixo ligado a uma caixa de engrenagens para diminuir a rotação.

Em comparação com sistemas alimentados a gás pressurizado, os *turbopumps* levam muito mais tempo para iniciarem a operação. Esse sistema também requer tanques menos espessos o que diminui sua massa, diferente de sistemas a gás comprimido.

Figura 4.14 – Ciclos de alimentação.



Fonte: Sutton (2010)

Todo foguete com alimentação a *turbopump* apresenta pelo menos um dos ciclos. Os três mais comuns são o ciclo com gerador de gás, ciclo de combustão em estágios

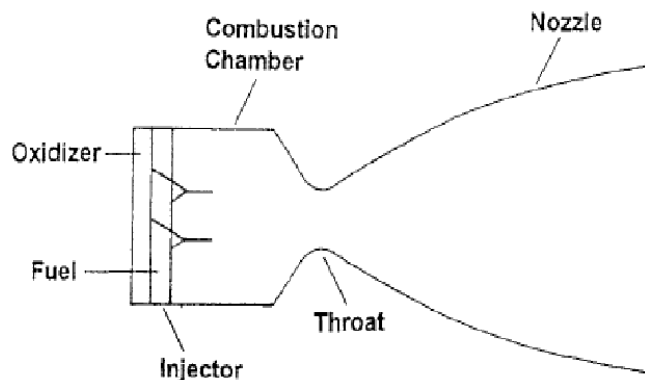
(que faz uso de um *pre-burner*) e ciclo expensor (Figura 4.14). Há dois tipos de ciclos, os abertos e os fechados.

Os ciclos abertos são aqueles em que os fluidos residuais da turbina são expelidos em uma tubeira separada ou na parte divergente da tubeira. Os ciclos fechados são aqueles em que os fluidos residuais da turbina são injetados na câmara de combustão. Ciclos fechados conseguem utilizar mais eficientemente os propelentes, pois, quando queimado na câmara de combustão, será retirada mais energia dos fluidos residuais de trabalho que vieram da turbina do sistema de alimentação.

#### 4.4.4 Câmara de Combustão

Propulsores são um subsistema essencial de motores-foguete a propelente líquido. Na câmara de combustão, os propelentes são injetados na razão certa, atomizados, vaporizados, misturados e queimados para gerar como produto gases quentes, que são posteriormente acelerados e ejetados a velocidades supersônicas pela tubeira. Em um sistema desses, há um ou mais injetores, uma câmara de combustão, uma tubeira e vários equipamentos auxiliares de montagem (Figura 4.15). Quando o propelente não é hipergólico, o propulsor deve ter um ignitor.

Figura 4.15 – Propulsor Genérico.



Fonte: Sutton (2010)

Os injetores têm dois *designs* mais utilizados, o primeiro e mais antigo se trata de vários jatos de propelente passando por furos por toda a face do injetor. O segundo são cilindros injetores individuais presos à face do injetor, que entregam o propelente em forma de cone.

A câmara de combustão é onde todo o propelente é queimado. Essa região sofre com altas temperaturas, portanto necessita de um sistema de arrefecimento quando a temperatura inteira ultrapassa ou beira a temperatura de fusão do material com que a câmara foi construída.

A câmara de combustão tem por geometria mais utilizada um cilindro, entretanto já foi feito câmaras em forma esférica. O comprimento da câmara vai da face do injetor até o fim da região convergente da tubeira. Segundo Sutton (2010), a escolha do volume da câmara é baseado em dados de câmaras que deram certo de projetos similares e propelentes iguais.

Basicamente há dois tipos de arrefecimento para câmaras de combustão. O primeiro trata de um arrefecimento que mantém um equilíbrio térmico. Nesse método, o calor pode ser transferido tanto por radiação ou pelo método regenerativo, que é o combustível sendo canalizado ao redor da câmara para que absorva o calor. O segundo se baseia na transferência oscilante de calor, utilizando materiais ablativos. Nesse método, a câmara não atinge um equilíbrio térmico, e a temperatura continua sempre aumentando.

#### *4.4.4.1 Leito catalítico*

Para sistemas monopropelentes que utilizem por ativador um catalisador sólido, aparece mais um componente de extrema importância dentro da câmara. Este é o leito catalítico.

O leito catalítico é onde o catalisador fica durante a operação do propulsor. Tendo em vista isso, ele deve ser capaz de segurar o catalisador para que não haja evacuação do mesmo juntamente com os gases. No leito, o catalisador pode estar em basicamente três formas: tubular, em pílulas, em um monólito ou em tela.

Quando está em pílulas, o propelente reage mais com o catalisador. O leito em monólito tende a ter menos reação por conta de um alto número de canais vacantes em sua estrutura An Jeongsub Lee (2010). O tubular, pelos mesmos motivos do monólito não é efetivo, uma vez que grande parte do propelente no seu centro nem entra em contato com o catalisador.

### **4.4.5 Outros tipos de motor foguete**

#### *4.4.5.1 Foguetes Híbridos*

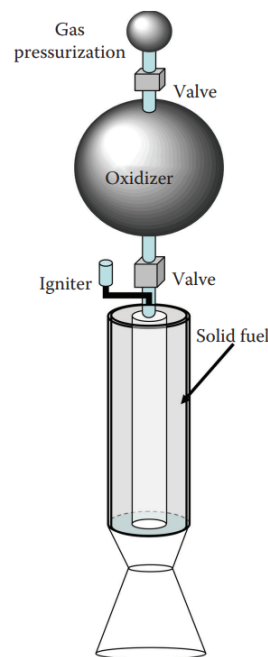
Enquanto foguetes de propulsão sólida utilizam tanto o combustível quanto o oxidante como materiais sólidos, nos híbridos, apenas o combustível se encontra como sólido, enquanto o oxidante é utilizado como líquido, e armazenado em um tanque separado. Foram pouco utilizados durante um longo período, mas atualmente são empregados principalmente em foguetes amadores, devido a sua maior simplicidade e segurança em relação

aos foguetes líquidos. É possível salientar que este tipo de motor já foi aplicado de forma comercial, como é o caso da SpaceShipOne, da empresa Scaled Composites, que demonstrou o potencial dos foguetes híbridos para voos de maior magnitude.

Diferentemente dos foguetes sólidos, estes apresentam a vantagem de terem um maior controle de queima, pois é possível regular a quantidade de oxidante injetada na câmara. Isso permite que o motor seja desligado e religado, o que garante um maior controle do foguete.

#### 4.4.5.1.1 Componentes Básicos

Figura 4.16 – Esquema de um motor foguete híbrido.



Fonte: Adaptado de Taylor (2017).

A figura 4.16 mostra um esquema simples de um motor foguete híbrido. Na parte superior, encontra-se uma pequena câmara de gás pressurizado, usado para forçar o oxidante a sair de sua câmara e chegar à câmara de combustão. Abaixo, encontra-se o oxidante, armazenado em um tanque separado. Este é conectado ao recipiente do propelente, onde é liberado por intermédio de uma válvula, o que permite o controle da reação. A ignição é dada pelo dispositivo de ignição, e ocorre no momento em que o oxidante é adicionado ao combustível sólido.

#### 4.4.5.1.2 Propelente

O propelente de um motor foguete híbrido é basicamente composto de uma parte sólida(combustível) e uma parte líquida(oxidante). Dentre os combustíveis mais comuns utilizados nesse tipo de foguete, incluem-se polímeros como o polibutadieno com terminação hidroxílica (HTPB), ou combustíveis liquefeitos, como a parafina. Como estes combustíveis geralmente não são tão densos quanto de foguetes de propelente sólido, é comum ser adicionado alumínio em sua composição para aumentar sua densidade, e assim aumentar a performance do motor. Já para os oxidantes, os mais empregados são o oxigênio gasoso ou líquido, peróxido de hidrogênio e óxido nitroso. Para que haja uma boa eficiência, é importante que ocorra uma vaporização apropriada do oxidante. Para que isso ocorra, muitas das vezes o oxidante é aquecido utilizando um gerador de gás quente.

#### 4.4.5.1.3 Ignição

Inicialmente, é gerada uma pressão de gás ao se aquecer uma parte do oxidante, etapa compartilhada por motores de propelente líquido. Esta pressão gerada auxilia no fluxo do oxidante para fora de sua câmara. Através de uma válvula reguladora, o oxidante é liberado no furo interno do combustível sólido. É neste momento que o ignitor é acionado, iniciando a queima. Muitas das vezes, este ignitor é formado por um grão inflamável, com um dispositivo de ignição elétrica em seu interior, que ao ser acionado, inicia a combustão do grão, e este inicia a queima do oxidante e do combustível.

#### 4.4.5.1.4 Controle

Como visto anteriormente, uma das vantagens dos motores híbridos em relação aos de propelente sólido é a capacidade de se controlar como se dá a queima do combustível. Como esta depende do fluxo de oxidante entrando na câmara, é possível variar o empuxo do foguete, além de poder desligar e ligar o motor.

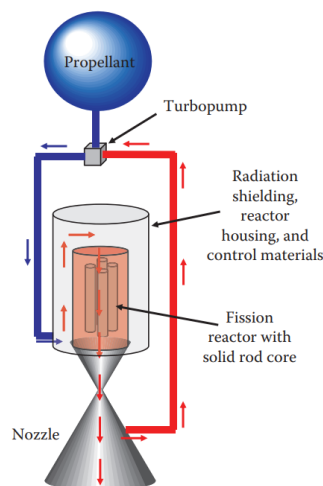
#### 4.4.5.2 Foguete Nuclear

Foguetes com propulsão nuclear são, a grosso modo, aqueles que, por meio de uma reação nuclear, liberam calor, o que permite uma expansão termodinâmica dos gases propelentes, e gera o empuxo do foguete. Além disso, os propelentes também cumprem a função de resfriamento do reator. Geralmente utilizam-se métodos de fissão nuclear,

cuja energia substitui a energia química liberada nos processos de combustão de foguetes convencionais.

#### 4.4.5.2.1 Componentes Básicos

Figura 4.17 – Esquema de um motor foguete nuclear.



Fonte: Adaptado de Taylor (2017).

A figura 4.17 mostra um esquema de um motor foguete termonuclear. O componente mais acima na imagem representa o tanque onde é armazenado o propelente. Abaixo, encontra-se um *turbopump*, que bombeia o propelente para fora de seu tanque. Abaixo encontra-se o reator de fissão, que nesse esquema, utiliza de um núcleo sólido de urânio. Para proteção contra a radiação emitida, o reator é revestido por uma blindagem de radiação.

#### 4.4.5.2.2 Núcleo Sólido

Dentre os tipos de núcleos, estes são os mais tradicionais. São constituídos por barras de combustível sólidas, geralmente de urânio. Existem outros projetos de núcleo sólido que utilizam seixos e poeira do material de fissão para liberar energia. Estes apresentam o potencial para aumentar a eficiência do motor foguete, mas ainda há debate sobre o seu custo-benefício.



#### 4.4.5.2.3 Núcleo Líquido

Este tipo de núcleo utiliza materiais líquidos como fonte de fissão. Como já se encontra no estado líquido, estes materiais podem ser aquecidos acima de sua temperatura de fusão. Isso permite que a fonte de calor chegue a temperaturas maiores. No entanto, um dos fatores limitantes para essa temperatura é a integridade da parede contêiner, que diminui com o aumento da temperatura. Este tipo de núcleo tem potencial de gerar um impulso específico tão alto quanto 1500 s. No entanto, ainda há muitas discussões sobre como construí-lo de forma segura, especialmente porque os fluidos radioativos não podem sair do motor. Além disso, o processo de transferência de calor entre o fluido radioativo e o gás propelente é muito complicada, e ainda necessita de muita pesquisa para ser mais eficiente.

#### 4.4.5.2.4 Núcleo de gás

O mais experimental dos três tipos de núcleo. Nesta variedade, são usados bolsões de urânio gasoso como combustível da reação. Esse urânio deve ser guardado em um recipiente de quartzo resistente à altas temperaturas. Esse recipiente deve se encontrar no meio da câmara de expansão, onde o gás propelente é liberado, e flui ao redor do núcleo, onde é superaquecido e se expande rapidamente. De acordo com estudos, motores deste tipo podem alcançar impulsos específicos de mais de 2000 s.

#### 4.4.5.3 Núcleo Elétrico

O conceito da propulsão elétrica já foi descrito desde o ano de 1906, por Robert Goddard, em suas anotações. No entanto, a ideia só foi publicada em 1911, por Tsiolkovsky. Diferentemente dos motores foguetes mais , os foguetes elétricos não utilizam propelentes para gerar empuxo. Para isso, eles utilizam energia elétrica armazenada. Por conta disso, eles não são projetados para gerar altos empuxos, mas se demonstram muito eficientes para gerar um alto impulso específico.

##### 4.4.5.3.1 Motor eletrostático

Este tipo de motor utiliza campos elétricos estáticos para acelerar o material propelente. Seu funcionamento é governado pela força eletrostática, governada pela lei de

Coulomb, expressa pela equação

$$F = k \frac{q_1 q_2}{r^2} \quad (4.24)$$

onde  $k$  é a constante de Coulomb,  $q_1$  e  $q_2$  são as cargas, em coulombs, e  $r$  é a distância entre as cargas. O campo elétrico  $E$ , criado por uma carga pontual é dado pela seguinte expressão.

$$E = k \frac{q}{r^2} \quad (4.25)$$

Ao se analisar duas placas paralelas, separadas por uma distância  $d$ , onde uma é carregada positivamente, e a outra negativamente, tem-se que a força do campo elétrico entre elas é dada por

$$E = -\frac{ev}{d} \quad (4.26)$$

Onde  $ev$  é a diferença de potencial elétrico entre as duas placas, e  $d$  é a distância entre elas. Ao se colocar uma carga  $q$  entre essas placas, a força na partícula é dada por

$$F = qE = q \frac{ev}{d} \quad (4.27)$$

caso uma partícula, como um íon, seja liberada da placa positiva, ela será movida pelo campo elétrico até a placa negativa. Nesse caso, pode-se dizer que há a realização de trabalho. Assim, tem-se

$$W = Fd = qEd = -qev \quad (4.28)$$

e, a energia cinética da partícula é dada pelo trabalho ao qual ela é submetida, assim, podemos obter a velocidade, tendo a seguinte equação

$$v = \sqrt{\frac{-2qev}{m}} \quad (4.29)$$

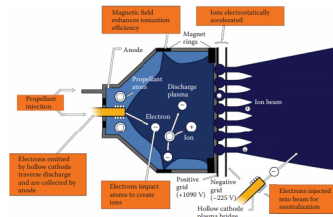
Essa velocidade encontrada pode ser relacionada ao conceito dos propulsores de íon (Figura 4.18). Neste tipo de propulsão, partículas de determinado gás são levadas a uma câmara, onde são bombardeadas por uma corrente de elétrons. Dessa forma, o gás é ionizado, e o plasma composto de elétrons e íons preenche a câmara. Então, esse plasma atravessa uma tela carregada positivamente. Essa tela pertence a um par, onde a outra é carregada negativamente, e possuem uma distância  $d$  entre elas. O potencial entre as duas telas é  $V$ , que é mantido por uma fonte de alimentação de alta tensão. A equação acima descreve a velocidade de saída dos íons do sistema. É importante lembrar que, para que esse sistema funcione, deve-se posicionar um canhão de elétrons fora do sistema, para liberar elétrons no fluxo de exaustão de íons. Caso contrário, todo o sistema passará a ter uma carga líquida negativa. Caso o propulsor tenha um fluxo de massa de

íons contínua, o empuxo gerado pelo propulsor é dado por

$$E = \dot{m}v = \dot{m}\sqrt{\frac{-2qev}{m}} \quad (4.30)$$

onde  $m$  é a massa individual de um íon, cuja carga é  $1,602 \cdot 10^{-19} \text{ C}$ .

Figura 4.18 – Esquema do propulsor de íons DS-1.



Fonte: Adaptado de Taylor (2017).

#### 4.4.5.3.2 Motor eletrotérmico

Motores deste tipo usam campos elétricos e magnéticos para aumentar a performance do propelente. Isso é feito ao se aumentar a energia térmica do sistema, ao passar uma corrente elétrica por ele, ou ao ionizá-lo com micro-ondas ou ondas de rádio. Isso transforma o propelente em plasma, que é acelerado por campos eletromagnéticos, gerando empuxo. Um exemplo deste tipo de motor é o Motor de Magnetoplasma de Impulso Específico Variável, ou VASIMR, proposto pelo astronauta Franklin Chang-Diaz. Este motor pode gerar um impulso específico entre 3000 s e 30000 s.

#### 4.4.5.3.3 Propulsão elétrica solar

Neste tipo de propulsão, a fonte de energia utilizada é o Sol. Em sua superfície, a luminosidade  $L_{sol}$  é de cerca de  $3,86 \cdot 10^{26} \text{ W}$  de potência. O brilho ou irradiância da energia da luz do Sol a uma determinada distância,  $b_{Sol}$ , é dada por

$$b_{sol} = \frac{L_{sol}}{4\pi^2} \quad (4.31)$$

Em uma distância de 1 UA do Sol, o brilho é de cerca de  $1355 \text{ W/m}^2$ . No entanto, a capacidade de obtenção dessa energia é limitada pela atual eficiência dos painéis solares. Os painéis da ISS, por exemplo, possuem eficiência na casa dos 19%. Um grande exemplo

dessa tecnologia sendo utilizada com sucesso foi a sonda Deep Space 1 (DS1), que utilizou painéis solares para alimentar um propulsor de íons.

#### 4.4.5.3.4 Propulsão elétrica nuclear

Outra forma de produzir energia para alimentar motores elétricos é por meio da energia nuclear. Para isso, são utilizados materiais radioativos que decaem de forma lenta, gerando calor no processo. Esse calor, então, é convertido em energia elétrica, por meio de diodos especiais. Esta técnica já é usada a décadas em missões espaciais, como na sonda Cassini, que utilizou óxido de plutônio como fonte radioativa. Esse tipo de gerador de energia é chamado de Gerador Térmico de Radioisótopos, ou RTG, e é considerada um fonte bem estável de energia. No entanto, não é uma boa opção para se obter uma propulsão de alta potência. Uma opção para contornar esse problema é a utilização de reatores de fissão no lugar dos RTGs. A utilização de reatores nucleares não é uma ideia nova. Seu funcionamento se dá pelo calor liberado na reação de fissão, que é transferido de alguma forma, como pelo aquecimento de metais líquidos, que passam por canos até uma unidade de conversão de energia. Essa conversão não ocorre de maneira tão eficiente, girando em torno de 20% a 30%. Apesar disso, configuram-se como fontes de energia mais potentes que os RTGs. Uma vez que a energia é convertida de calor para eletricidade, esta é condicionada ao formato de tensão e corrente que o propulsor elétrico necessita. A energia elétrica é então adicionada ao propulsor, e o propelente flui pelo propulsor, gerando o empuxo. Devido à utilização de materiais radioativos no reator, tanto o sistema de transferência de energia como o reator devem estar contidos dentro de um ambiente de proteção contra a radiação, a fim de proteger o restante dos componentes do foguete, assim como os seres vivos nas proximidades.

## 5 CONCEPÇÃO

### 5.1 CONSIDERAÇÕES INICIAIS A RESPEITO DO PROJETO

Seguindo a metodologia mostrada no Capítulo 2, primeiramente foram definidos algumas características físicas segundo os requisitos iniciais mínimos do projeto final. Vamos então às primeiras considerações.

É preciso, ao começar um projeto, ter um boa noção do objetivo e do propósito dele. Tendo em vista isso, foram definidos alguns requisitos básicos necessários ao foguete, que deveriam ser satisfeitos ao final. O primeiro deles foi o financeiro.

Uma das ideias básicas era um foguete que mostrasse o potencial de um lançador retornável, graças ao baixo custo por kg de carga útil. Desse modo uma das restrições tomadas foi o preço, definindo então um teto para o projeto. A segurança é outro ponto importante que deve ser ressaltado; é preciso assegurar que não haverá danos humanos durante todo o desenvolvimento do foguete.

Além disso, a resistência do foguete, em um geral, também é um problema. É necessário uma estrutura externa que aguente possíveis quedas nos testes, sem comprometer o funcionamento interno do motor. Foi definido também uma altura mínima de pouso da qual o foguete seria capaz de pousar (se deixado cair a partir do repouso). Assim, os requisitos mínimos do foguete (performance, segurança e viabilidade) tomados foram:

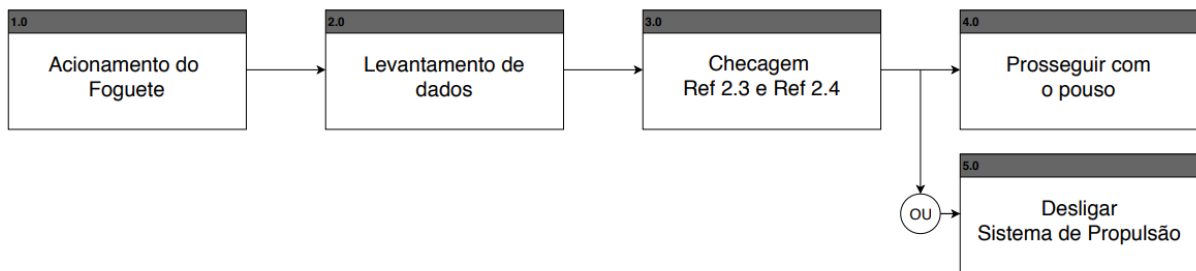
- Resistência a queda (aproximadamente 10m);
- Custo inferior à R\$ 5,000.00 para a construção inteira (não levando em conta os custos de teste);
- Altura mínima de queda de 50m (correspondente a uma velocidade terminal, de, aproximadamente, 31 m/s);
- Pouso suave; velocidade de toque no solo menor que 3 m/s;
- Redundância dupla na saída de combustível (requisito de segurança);

Outros fatores, como tamanho da coifa, quantidade mínima de sensores ou mesmo outras redundâncias não serão critérios do projeto, sendo definidos com o avanço deste.

Após algumas pesquisas, foi definido um foguete de porte universitário, com tamanho de aproximadamente 110 cm (isso será apresentado mais adiante). Esse tamanho foi definido pois, teoricamente, um foguete desse tamanho é mais fácil de se construir, existe um mercado de peças maior (devido a competições realizadas na área, à exemplo

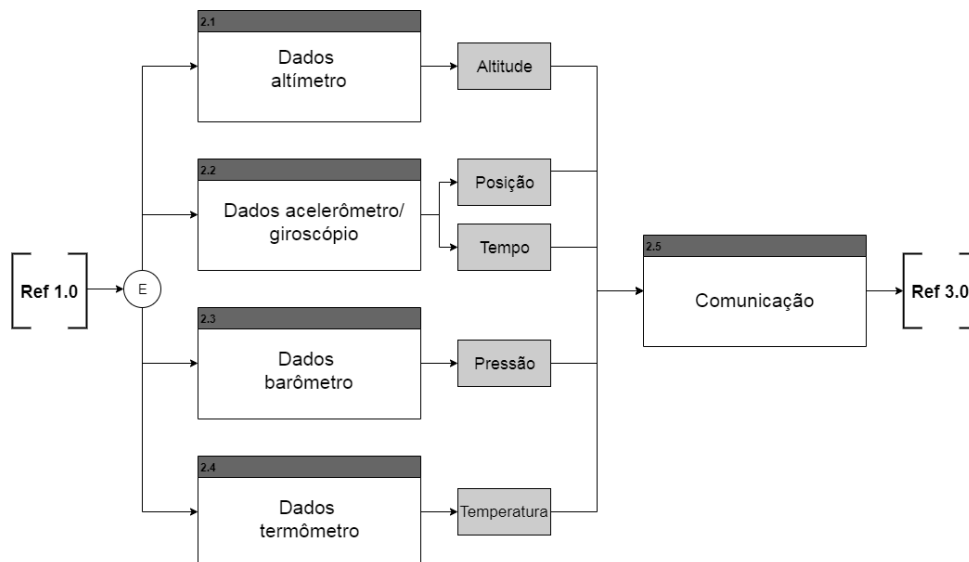
da COBRUF) além de possíveis parcerias entre outras universidades. O acesso a conteúdos e bibliografias seria também facilitado pelo mesmo motivo. Além disso, um foguete muito grande seria absurdamente caro e inviável ao projeto, e algo menor que o tamanho estipulado seria extremamente difícil; os sistemas de controle seriam muito grandes e concentrá-los em um lugar menor seria trabalhoso e custoso. Desse modo, concluímos que um tamanho de 80cm seria razoável à uma primeira aproximação.

Figura 5.1 – Diagrama funcional geral do projeto



Fonte: O autor.

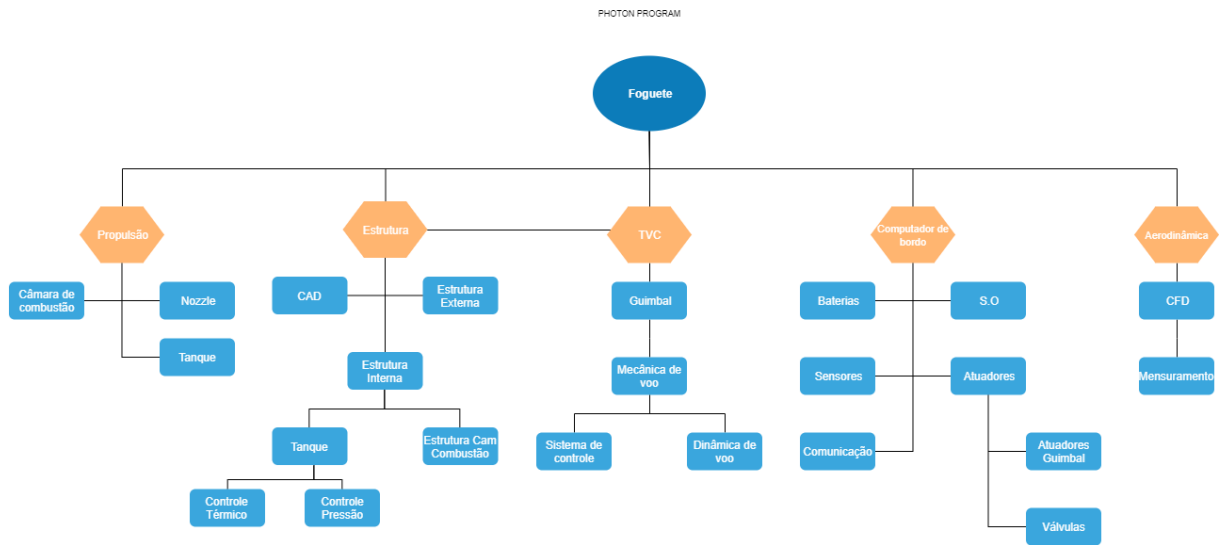
Figura 5.2 – Diagrama funcional projeto (Ref. 2.0)



Fonte: O autor.

Conforme apresentado no Capítulo 3, foi desenvolvido um diagrama geral funcional para o projeto, mostrado nas Figuras 5.1 e 5.2. Além disso, foi desenvolvido também um diagrama de subsistemas, mostrado na Figura 5.3, o qual será trabalhado, de baixo para cima, durante todas as fases do projeto. Durante a Pré-Fase A, mais especificamente, o trabalho com esse diagrama foi desenvolvido com auxílio do "motor da engenharia de sistemas"(Figura 3.1).

Figura 5.3 – Subsistemas do projeto



Fonte: O autor.

## 5.2 PROPULSÃO

### 5.2.1 Considerações iniciais

Para a escolha do sistema de propulsão, levou-se em conta que para pousar o foguete seria necessário um controle do empuxo gerado. A única maneira viável de se fazer isso é com propelentes líquidos. Sendo assim, há duas escolhas: bipropelentes ou monopropelentes.

O critério usado para a escolha de monopropelentes ou bipropelentes foi a simplicidade do sistema. Sendo assim, optamos por monopropelentes, haja vista que monopropelentes necessitam de menos equipamentos para o funcionamento próprio, o que reduz a complexidade e, conseqüentemente, as possibilidades de falhas.

O monopropelente escolhido foi o peróxido de hidrogênio em concentração de 90% em peso. O principal fator para a escolha foi a disponibilidade do produto, tendo em vista uma possível fabricação ou obtenção do mesmo por cessão do *INPE*, uma vez que o mesmo possui meios de fabricação no *LABCP* em Cachoeira Paulista-SP (Pereira (2014)), e está aberto a colaboração com projetos como este em universidades nacionais.

Outro fator que influenciou na escolha do *HTP* é o fato de ele ser um dos ditos propelentes verdes, ou seja, seus produtos de queima não agredem o meio ambiente, nem representam perigo para a saúde humana.

Para o catalisador do monopropelente, realizamos uma pesquisa das vantagens dos tipos mais comumente utilizados. A Tabela 5.1 apresenta algumas opções quanto ao tipo de geometria do catalisador, o seu suporte e a substância catalisadora em si.

Tabela 5.1 – Opções para o catalisador

Formato	Suporte	Elemento
Monolítico	Alumina	Oxídeos $Mn/Co$
Pellets	Silica	Prata
Esferas	Zeólito	Platina

Fonte: Elaborado pelo autor.

Um estudo comparativo entre o formato monolítico e os *pellets* foi conduzido por An Jeongsub Lee (2010). Dele concluiu-se que a decomposição de peróxido de hidrogênio se dá de forma melhor em *pellets* que em suportes em formato monolítico. Segundo eles, algumas das razões para isso são a ineficácia da transferência de calor e massa, devido ao alto número de canais presentes em sua estrutura.

Segundo Koopmans J. S. Shrimpton (2014), os *pellets* em formato cilíndrico têm uma maior superfície de contato que aqueles em formato de esfera, entretanto, as esferas apresentam uma menor redução da pressão entre o começo e o final do leito catalítico. Sendo assim, *pellets* cilíndricos requerem um leito menos comprido do que esferas, e para fins práticos, a diferença entre as reduções de pressão, dos dois tipos, não são tão grandes assim. Deste modo, optamos por *pellets* em formato cilíndrico como formato para o catalisador.

Seguindo a mesma fonte, Koopmans J. S. Shrimpton (2014), o tamanho do *pellet* está diretamente ligado com a razão entre o comprimento do leito e o diâmetro dele. De acordo com Koopmans J. S. Shrimpton (2014), dado nossa razão 5.4, que é de 2, o diâmetro do *pellet* deve ser entorno de 4,2 mm.

Para que se evite a criação de canais ao longo da parede da câmara, pode-se incluir um defletor ao meio do leito. Isso melhoraria a uniformidade do fluxo de  $H_2O_2$ .

A respeito do suporte, como é o mais barato e de fácil obtenção, escolhemos a alumina. Além do mais, ela ainda apresenta uma ótima área superficial.

Como catalisador, reduzimos as opções para óxidos de manganês, cobalto e platina. Não há uma decisão de qual destes escolheremos, caberá a próxima fase do *CPIO* decidir tal coisa. Porém alguns fatores com certeza serão levados em conta, sendo eles o preço, efetividade ou ainda necessidade de tratamento prévio ao uso.

### 5.2.2 Cálculos estimativos do sistema propulsivo

Para a parte conceitual do projeto, foi necessário que uma estimativa das dimensões e da massa do motor fossem feitas, assim como de propelente e do tanque.

Para realizar isso, primeiramente estimamos o empuxo a ser gerado para que o foguete pudesse parar dentro da distância de 50 metros, como aproximação inicial utilizamos



140 N. Definiu-se também um tempo de queima de 15 segundos como viável para que o foguete possa subir e posteriormente pousar verticalmente.

Para a determinação de parâmetros de eficiência, usamos o software CEA2® da NASA com a função de área infinita. Como entrada, demos uma pressão inicial de 15 bar e propelentes  $H_2 O_2$  e  $H_2 O$ , 90 e 10%, respectivamente. A temperatura inicial foi tomada como 300 K. O impulso específico obtido foi de 128 s, afim de deixarmos uma margem de erro, utilizamos daqui para frente o valor de 120 s. A velocidade característica foi obtida como sendo 941,5 m/s.

A partir destes resultados, pudemos calcular o fluxo de massa necessário para gerar o empuxo. Para isso, utilizamos a Equação 5.1, como a gravidade seria, para fins práticos, constante, utilizamos  $9,81 \text{ m/s}^2$ . O valor encontrado foi de 118,93 g/s. A massa de propelente necessária foi encontrada multiplicando o fluxo de massa pelo tempo de queima, sendo o resultado 1783,9 gramas.

$$\dot{m} = \frac{E}{I_{sp} \cdot g} \quad (5.1)$$

Com a densidade do HTP em 300 K de  $1398 \text{ kg/m}^3$ , e a massa de propelente necessária, calculamos o volume que ela preencheria, e encontramos 1,28 L.

#### 5.2.2.1 Armazenamento e alimentação

Com base no volume de peróxido necessário, passamos a ponderar a respeito do sistema de alimentação.

Como opção, havia dois sistemas, a *blowdown* e regulado. Um sistema regulado utiliza um tanque separado para armazenar o gás pressurizador, o que permite que a pressão seja sempre constante para o tanque de propelente. Isso possibilita um empuxo que não varia com o tempo. Já o sistema a *blowdown* tem o gás pressurizador dentro do mesmo tanque em que o propelente está contido. Isso faz com que a pressão ali não seja controlável, e que o empuxo varie com o tempo.

Tendo em vista o que foi explicitado acima, definimos o sistema de alimentação como sendo de *blowdown*. Como requeremos uma pressão na câmara de 15 bar, a Equação 5.2 diz que com uma razão de 3, a qual é uma das mais comumente utilizadas para sistemas sistemas monopropelentes segundo Brown (1995), a pressão no tanque deveria ser de 45 bar.

$$B = \frac{P_i}{P_f} \quad (5.2)$$

Em seguida, foi estimado, seguindo Brown (1995), que a quantidade de volume de propelente não utilizado seria de 3% do valor calculado previamente. Portanto, o volume de

propelente fica em 1,31 L. Assim, calculou-se o volume de gás pressurizante necessário para gerar a pressão de 45 bar dentro do tanque, segundo Brown (1995). Esse volume segue a Equação 5.3. Isso significa um volume de gás de 0,64 L, sendo 31 gramas de nitrogênio ou 4 gramas de hélio.

$$V_g = \frac{V_p}{(B - 1)} \quad (5.3)$$

Os valores anteriores resultam em um volume final necessário no tanque de 1,95 L, ou seja, um tanque de 2 L de volume poderia ser usado, fazendo uma otimização da quantidade de *HTP*. A massa de propelente e gás final é de 1,814 kg.

#### 5.2.2.2 Motor

Primeiramente, estimou-se o raio da câmara de combustão. Como o raio da câmara será aproximadamente o raio do leito catalítico, assumimos os dois como iguais. Para isso utilizamos a Equação 5.4, que segundo An (2009) é a melhor para estimar o tamanho de um leito catalítico. Como capacidade de decomposição de  $H_2O_2$  ( $C_d$ ) tomamos o valor de  $1,0 \text{ g/cm}^3.s$  que é relativamente baixo comparado com 1,27 de An (2009) e 4,2 de Jo Sungyong An (2011). Entretanto apenas com o volume não conseguimos encontrar o devido raio. Para isso, assumimos o comprimento do leito como sendo o dobro do diâmetro do leito, baseados em Pereira (2014) e Maia Leonardo Henrique Gouvea (2014). Desse modo encontramos um raio de 2,12 cm para a câmara.

$$C_d = \frac{\dot{m}}{V_c} \quad (5.4)$$

Com o raio conseguimos a área da seção transversal da câmara e, assim, a razão entre o fluxo mássico e a área da câmara, o qual era um dos parâmetros necessários para uma abordagem com área finita no software CEA2®. Em seguida com auxílio do software CEA2® conseguiu-se os parâmetros da Tabela 5.3 que informam algumas propriedades essenciais para o projeto do motor. Como entrada para o programa, foram usados os valores da Tabela 5.2. Os valores são ideias, entretanto servem, obviamente, como uma aproximação.

Tabela 5.2 – Modelo de entrada CEA2.

Dados	concentração de $H_2O_2$	concentração $O_2$	pressão inicial	$P_c/P_e$	$\dot{m}/A_c$
Valores	90%	10%	15	14,8	84,61

Fonte: Autor.

Os tamanhos das principais seções do motor são mostrados na Tabela 5.4. Para o comprimento da câmara foi adicionado mais 2,11 cm que é a distância que o cone de

Tabela 5.3 – Resultados CEA2

Localização	Pressão (bar)	Temperatura (K)	$\gamma$	$C_f$	$A_x/A_t^1$	Nº de Mach
Injetor	15	1032,45	1,2644	—/—	—/—	0
Final Câmara	14,981	1032,42	1,2644	0,0233	18,821	0,031
Garganta	8,2433	909,14	1,2759	0,7016	1	1
Saída	1,0135	563,37	1,3152	1,3353	2,6486	2,381

Fonte: Autor.

spray do injetor leva para atingir o raio do leito catalítico. Para isso levamos em conta que os injetores da empresa utilizada por An (2012) tem todos abertura de pelo menos 90°.

Tabela 5.4 – Valores dos principais parâmetros da câmara de combustão

Componentes	Raio (cm)	Comprimento (cm)	Área (cm <sup>2</sup> )	Volume (cm <sup>3</sup> )
Câmara	2,12	10,58	14,06	189,21
Garganta (tubeira convergente)	0,49	0,94	0,75	5,65
Saída (tubeira divergente)	0,79	1,14	1,98	1,50

Fonte: Autor.

As dimensões da garganta foram calculadas pela razão que encontramos entre as áreas da câmara de combustão e da garganta. Essa razão também pode ser chamada de razão de contração, e está na Tabela 5.3. Para encontrarmos os valores para a saída, utilizamos a razão entre a área de saída e a área da garganta, chamado de razão de expansão, que também está na Tabela 5.3.

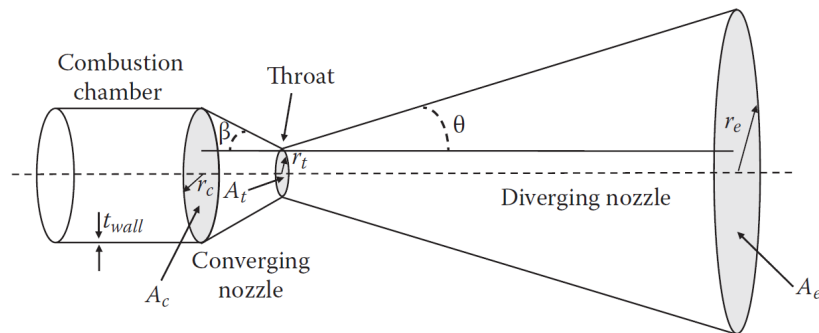
Cabe fazermos uma ressalva, o valor para o coeficiente de contração está muito acima de valores normalmente utilizados. Segundo Huzel (1992), os valores para essa razão vão de 1,3 até 6,0, sendo assim, o valor que utilizamos é três vezes maior que o máximo sugerido pelo livro. Mesmo assim, como outros métodos de se chegar a essa razão mostram resultados parecidos, optamos por utilizar 18,821 como uma aproximação inicial. Esta escolha não causará problemas para o futuro, uma vez que o projeto de fato será realizado na próxima etapa do *CPIO*, e a geometria do bocal não afetará de forma pesada a estimativa de massa que aqui será feita.

A Figura 5.4 representa o modelo genérico tomado para estes cálculos. Os ângulos  $\beta$  e  $\theta$  foram admitidos como sendo 60° e 15°, respectivamente.

Com uma espessura de 1 mm para todas as partes da câmara, e assumindo que serão feitas de aço inoxidável 316L, cuja massa específica é de 8000 kg/m<sup>3</sup>, a massa dos componentes é dada na Tabela 5.5.

<sup>1</sup>Razão entre a área em questão e a área da garganta

Figura 5.4 – Motor genérico



Fonte: Taylor (2017).

Tabela 5.5 – Massa dos Componentes

Componentes	Câmara	Tubeira convergente	Tubeira divergente	Total
Massa (gramas)	115,11	6,38	3,96	125,45

Fonte: Do autor.

### 5.3 CONTROLE

#### 5.3.1 TVC

Dadas as definições de controles mostradas anteriormente, façamos algumas observações. O controle de arfagem e guinada baseiam-se no direcionamento do fluxo de saída de gases do bocal; dentre os principais tipos, a escolha ficou entre dois principais, a utilização de um guimbal ou uma aleta externa. É importante ressaltar que existem sistemas mistos de controle, mas tais sistemas envolveriam uma complexidade maior, sendo portanto, descartados.

Vejamos porque outros tipos de controle foram desconsiderados. Utilizar outros propulsores era inviável; geraria uma massa maior do que a esperada, além da dificuldade de projetar mais de um motor (espaço reduzido devido ao tamanho pré-definido apresentado anteriormente). Além desse fator, o projeto envolve a ideia de um foguete que chegaria no chão com velocidade quase nula, de modo que as forças aerodinâmicas não seriam suficientes para controlar o mesmo. A última ideia descartada, dentre as formas mais comuns de TVC, é o SITVC. A tecnologia ligada à fabricação das peças, além do espaço reduzido para controle de válvulas, justificam seu descarte<sup>1</sup>. Deste modo, resumimos a escolha do tipo de deflexão do empuxo em duas opções: guimbal ou aleta.

O controle por aletas é feito movendo-se superfícies que são presas em baixo no bocal para direcionar o fluxo. Isso implica em um material resistente à pressão e tempe-

<sup>1</sup> A dificuldade da concepção básica de ideias, além da baixa eficiência também o justifica. Todavia, vale salientar que isso não significa que esse tipo de controle seja inaplicável.

ratura, além de um sistema de controle que aguarde a carga. Outro problema grande é a influencia das aletas no CP. "A força atuando ao redor desse ponto pode causar aumentos significativos no tempo de estabilização, ou até mesmo instabilidades, a medida que se afasta do eixo rotacional da aleta"(Sobering (2018), tradução nossa). De fato, as aletas são muito mais comuns em mísseis do que em foguetes.

O guimbal consiste em mover o sistema de propulsão, ou parte dele, em torno de um ponto para direcionar o empuxo. Isso implica em um grande defeito: a estrutura. O ponto de mobilidade do guimbal deve ser forte e resistente suficiente para direcionar todo o empuxo do foguete (atuando em um único ponto) à toda a estrutura. Ou seja, o guimbal possui uma estrutura muito mais pesada se comparada a outros tipos de controle. Em um estudo comparativo para o controle de um motor *aerospike*, publicado na trigésima terceira *Joint Propulsion Conference and Exhibit*<sup>2</sup>, fica clara a diferença de peso citada; o guimbal tem estrutura três vezes mais pesada que seu concorrente, um *Differential Throttled TVC*.

Um sistema com uma massa tão grande envolve atuadores fortes e robustos. Outra dificuldade quando analisa-se essa forma de TVC é aonde fazer a quebra do sistema de propulsão. Apesar dessa quebra ser mais efetiva na parte subsônica do fluxo de gases, seria necessário mover todo o sistema (câmara e bocal) dentro da estrutura do foguete devido a dificuldade de se fazer uma quebra no meio do bocal e do custo e tecnologia que estaria envolvido na fabricação do mesmo. Desse modo, este sistema tem uma limitação grande de movimento, que deve ser levado em conta. A Tabela 5.6 mostra uma comparação sucinta entre ambos sistemas de TVC.

Tabela 5.6 – Comparação entre Guimbal e Aleta

TVC	Vantagens	Desvantagens
Guimbal	<p>Simples (tecnologicamente)</p> <p>Duração limitada apenas pelo propelente</p> <p>Perda pequena de empuxo</p>	<p>Requer tubos flexíveis</p> <p>Inércia alta (atuadores fortes)</p> <p>Estrutura pesada</p>
Aleta	<p>Simples (tecnologicamente)</p> <p>Controle de rolamento com o bocal</p> <p>Alta taxa de variação</p>	<p>Erosão das aletas</p> <p>Perda de empuxo (0.5% - 3%)</p> <p>Tempo limitado</p> <p>Influência direta no CP</p> <p>Aumenta o tamanho</p>

Fonte: Adaptado de Sutton (2010).

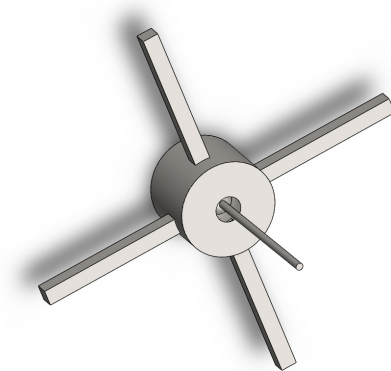
Como visto, são vários os fatores que podem orientar a escolha. Dado o objetivo do projeto (foguete retornável), e demais vantagens do guimbal, ele era o candidato mais provável. Como o foguete usará um propelente de rendimento razoavelmente baixo se comparado a outros, a massa é um critério importante. Desse modo, foram desenvolvidas duas ideias de suporte, sem muitos detalhes, de modo a saber se seria um sistema pesado;

<sup>2</sup>Para mais informações veja (American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc (1997))

caso, através das estimativas preliminares de massa do sistema, a peça de sustentação, articulação, e distribuição do empuxo fosse muito massiva, a escolha final não seria por esse tipo de TVC.

A estrutura será apoiada nas paredes laterais do foguete por uma cruz, sendo o centro o ponto de movimento do guimbal. A Figura 5.5 mostra uma possível configuração para o suporte, com uma massa projetada de 140 g<sup>3</sup>.

Figura 5.5 – Suporte do Guimbal (interno)



Fonte: O autor.

Pela força de empuxo gerada, concluiu-se que essa massa é factível. Desse modo, o guimbal será adotado como TVC para o projeto. Outras formas de suporte que permitam o movimento no plano também foram pesquisadas e serão estudas para adequar a melhor estrutura possível. A Figura 5.6 mostra outra possível configuração para o apoio do guimbal.

#### 5.4 CONFIGURAÇÃO PARCIAL

Tendo em mente o controle, câmara de combustão e melhores materiais para a estrutura, esperava-se durante o desenvolvimento da integração a menor massa possível para desenvolver de maneira mais simples possível, e esperava-se uma massa em torno de cinco ou seis quilogramas para o foguete, contando com o combustível. Em relação às dimensões de início, foi estimado um tamanho para o foguete levando em conta as dimensões da câmara de combustão, tanque de combustível, sistemas embarcados e demais estruturas, com essas dimensões em mãos foram definidas as configurações para os sistemas. A figura 5.7 mostra a configuração inicial do foguete.

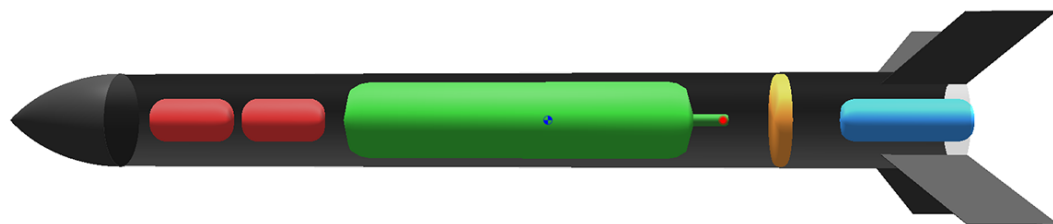
<sup>3</sup>O valor foi obtido estimando espessuras que aguentassem um quarto de empuxo como força de cisalhamento e construindo a estrutura com auxílio do SolidWorks®.

Figura 5.6 – Suporte do guimbal (externo com rolamento)



Fonte: Neugebauer Manfred Falkner e Traxler (2006)

Figura 5.7 – Posições iniciais dos sistemas do foguete



- Câmara de combustão ■ Tanque de combustível
- Sistemas embarcados ■ Guimbal
- Centro de pressão ⊕ Centro de gravidade

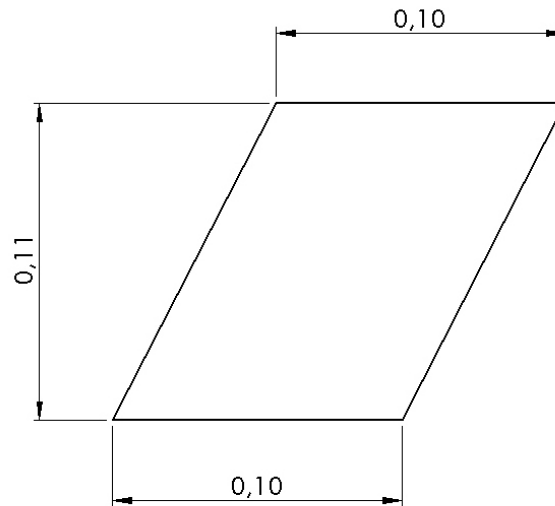
Fonte: O autor.

Em vermelho, estão os sistemas embarcados. Neles, encontram-se os hardwares como o arduino. É importante ressaltar a existência de dois sistemas embarcados presentes na figura, ambos estão voltados para o controle. No entanto, um deles tem ademais, a função de redundância do foguete, caso exista alguma irregularidade um dos sistemas aciona as redundâncias adequadas. Além dos arduinos, encontram-se os sensores que irão enviar os dados para o sistema de controle de reação, baterias e sistemas de comunicação. Em verde, encontra-se o tanque de combustível. Nele irá o gás hélio pressurizado junto ao peróxido de hidrogênio. Em laranja está o guimbal, e em azul a câmara de combustão, explicados nas seções 6.2 e 6.3, respectivamente. Para essa configuração apresentada, o tamanho do foguete está em torno de 1,28 metros e apresenta uma massa aproximada de cinco quilogramas, com tanque de combustível cheio. Para corrigir a rotação em torno do eixo de simetria realiza-se um estudo acerca de rodas de reações visto que com o guimbal podemos controlar apenas nos eixos XY, escolha esta que será realizada na próxima etapa

do *CPIO*.

Para o controle aerodinâmico encontram-se quatro aletas espaçadas entre  $90^\circ$ . A figura 5.8 apresenta as dimensões das aletas externas.

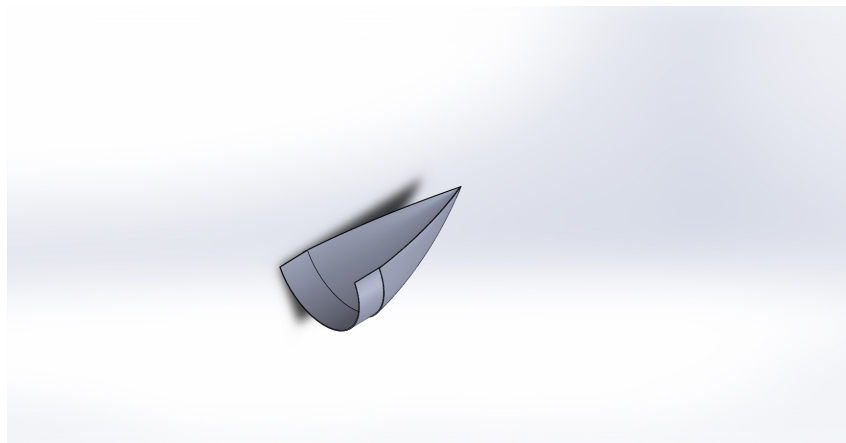
Figura 5.8 – Dimensões das aletas externas



Fonte: O autor.

A figura 5.9 representa a coifa, que possui um diâmetro externo de 12 centímetros, e um comprimento de 15 centímetros, onde a curva ogival segue a função  $f(x) = -0,0133333x^2 + 0.6x$ , que fornece o formato adequado.

Figura 5.9 – Modelo CAD da coifa



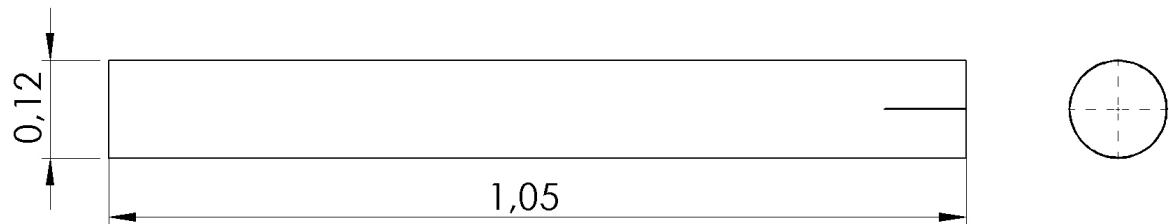
Fonte: O autor.

Na figura 5.10, encontra-se a estrutura externa do foguete, com um milímetro de espessura, e 105 centímetros de comprimento.<sup>4</sup>

<sup>4</sup>Para as medidas e estimativa de massa foi utilizado o software OpenRocket®.



Figura 5.10 – Estrutura externa do foguete



Fonte: O autor.

#### 5.4.1 Materiais e estrutura

Como a massa deve ser reduzida e ao mesmo tempo optar por materiais que se adéquem à configuração do foguete, certos materiais foram escolhidos após um levantamento acerca dos mesmo. A tabela 5.7 relaciona o material escolhido para cada componente do foguete.

Tabela 5.7 – Relação entre componentes e materiais

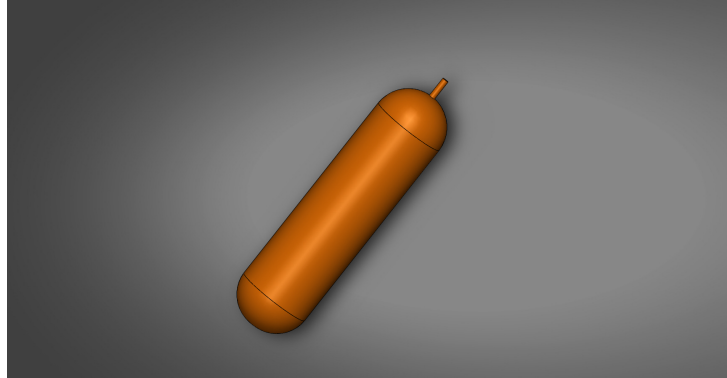
Componente	Material
Coifa	Alumínio
Estrutura externa	PVC
Tanque de combustível	Compósito de fibra de carbono
Câmara de combustão	Aço
Aletas	Alumínio

Fonte: Do autor.

Foi visto que o centro de gravidade deve ficar acima do centro de pressão. Por esse motivo em especial foi escolhido alumínio para a coifa em lugar do PVC que é mais leve. Para a carcaça foi optado por PVC, pois ele possui uma massa reduzida, além de uma resistência adequada para as solicitações mecânicas que a carcaça irá receber. A análise do tanque de combustível foi realizada com base na escolha do gás pressurizado, haja visto que o gás será armazenado junto ao combustível a uma pressão de 40 *bar*. Para isso, foi escolhido um tanque de compósito de carbono que suporta uma pressão de 300 *bar*, aproximadamente. O tanque possui uma massa de 1,5 quilogramas vazio, e possui um comprimento total de 43 centímetros, sem a válvula, e um raio de 9,6 centímetros. O

modelo CAD<sup>5</sup> encontra-se representado na figura 5.11. Na câmara de combustão, foi escolhido o aço de material pois resiste à altas temperaturas e pressões, e para as aletas foi optado pelo alumínio, visto que a temperatura de saída dos gases nessa região é de aproximadamente 500 K, e a temperatura de fundição do alumínio é de 933 K.

Figura 5.11 – Tanque de combustível, modelo CAD



Fonte: O autor.

---

<sup>5</sup>Essa e demais peças foram desenvolvidas com o auxílio do software SolidWorks®.

## 6 CONCLUSÃO

É notável que construir um foguete não é uma tarefa fácil, foram realizados muitos estudos sobre o assunto. No começo, foi estudado como a NASA realiza seus projetos e como aplicar a Engenharia de Sistemas para tais projetos aeroespaciais. Logo, foi entendido o processo funcional de foguetes e as leis que regem seus movimentos. Tendo esse conhecimento, foram realizadas reuniões de forma frequente e definido os requisitos e objetivos do projeto.

Desde o início, o objetivo do trabalho é pousar um foguete de porte universitário. Para isso, foi desenvolvido uma fundamentação teórica prévia para um bom desenvolvimento dos objetivos, a fim de ter como consequência uma boa concepção do trabalho.

Os resultados foram os esperados, foi possível entender o funcionamento de projetos espaciais e como aplicá-los, o entendimento de foguetes, seu movimento e os processos que este envolve. Foi executado o dimensionamento do foguete com bons resultados, obtenção de um grande avanço em relação ao controle, e ademais, foi entendido o funcionamento de certos softwares adequados que podem ser aplicados à foguetes. Com isso, o projeto foi concluído como esperado.

## REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. **World Economic and Financial Surveys**. 1997. Acesso em 18 out. 2019. Disponível em: <<https://doi.org/10.2514/6.1997-3307>>.

AN JEONGSUB LEE, R. B. C. K. S. K. S. Comparison of catalyst support between monolith and pellet in hydrogen peroxide thrusters. **Journal of Propulsion and Power**, v. 26, 2010.

AN, S. K. S. Scaling and evaluation of  $pt/al_2o_3$  catalytic reactor for hydrogen peroxide monopropellant thruster. **Journal of Propulsion and Power**, v. 25, 2009.

\_\_\_\_\_. Catalyst bed sizing of 50 newton hydrogen peroxide monopropellant thruster. In: AIAA/ASME/SAE/ASEE JOINT PROPULSION CONFERENCE EXHIBIT, 44., 2008, Hartford. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2012. Acesso em: 30/11/2019. Disponível em: <<https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2008-5109>>.

BOMBELLI DIETER SIMON, T. M. J.-L. M. V. Economic benefits of the use of non-toxic mono-propellants for spacecraft applications. In: AIAA/ASME/SAE/ASEE JOINT PROPULSION CONFERENCE AND EXHIBIT, 39., 2003, Huntsville. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003. Acesso em: 09/10/2019. Disponível em: <<https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2003-4783>>.

BROWN, C. D. **Spacecraft Propulsion**. 1. ed. [S.l.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1995. v. 1, 218 p.

CIMBALA Çengel . **Mecânica dos Fluidos: Fundamentos e aplicações**. 1. ed. New York: The McGraw-Hill Global Education Holdings, LLC, 2006. v. 1, 931 p.

Federal Aviation Administration. **Annual Compendium of Commercial Space Transportation: 2017**. Washington, DC, 2017. Acessado em 07 out. 2019. Disponível em: <[https://www.faa.gov/about/office\\_org/headquarters\\_offices/ast/media/2017\\_AST\\_Compendium.pdf](https://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/ast/media/2017_AST_Compendium.pdf)>.

HAMPSON, J. The future of space commercialization. **Niskanen Center Research Paper**, v. 25, 2017.

HUZEL, D. H. H. D. K. **Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines**. [S.l.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992. v.1, 431 p.

International Monetary Fund. **World Economic and Financial Surveys: World economic and financial surveys**. 2018. Acesso em 07 out. 2019. Disponível em: <<https://www.imf.org/external/pubs/ft/weo/2019/01/weodata/index.aspx>>.

Jay Gullish and David Vaccaro. **The Top Ten in PNT: National space competitiveness**. Inside GNSS, 2009. Acesso em 06 out. 2019. Disponível em: <<https://insidegnss.com/wp-content/uploads/2018/01/novdec09-gullish.pdf>>.

JO SUNGYONG AN, J. K. H. Y. S. K. S. Performance characteristics of hydrogen peroxide/kerosene staged-bipropellant engine with axial fuel injector. **Journal of Propulsion and Power**, v. 27, 2011.

KAPURCH, S. J. **NASA systems engineering handbook**. [S.l.]: Diane Publishing, 2010.

KOOPMANS J. S. SHRIMPTON, G. T. R. A. J. M. R.-J. Dependence of pellet shape and size on pressure drop in h<sub>2</sub>O<sub>2</sub> thrusters. **Journal of Propulsion and Power**, v. 30, 2014.

MAIA LEONARDO HENRIQUE GOUVEA, L. G. F. P. R. V. F. d. S. C. F. F. Development and optimization of a catalytic thruster for hydrogen peroxide decomposition. **Journal of Aerospace Technology and Management**, v. 6, p. 61–67, 2014.

NEUGEBAUET MANFRED FALKNER, L. S. C.; TRAXLER, G. Bearing development for a rocket engine gimbal. In: AEROSPACE MECHANISMS SYMPOSIUM, 38., 2006, Hamptona. Langley Research Center: Mechanisms Education Association, 2006. Acesso em: 18 out. 2019. Disponível em: <<http://esmat.su.amspapers/pastpapers/pdfs/2006/neugebauer.pdf>>.

NUSSENZVEIG, H. M. **Curso de Física Básica**: Fluidos, oscilações e ondas, calor. 4. ed. São Paulo: Editora Edgar Blücher, Ltda, 2002. v. 2, 208 p.

PEREIRA, L. G. F. **Desenvolvimento de materiais catalíticos à base de óxidos mistos para a decomposição do monopropelente peróxido de hidrogênio**. 2014. 36 f. Dissertação (Mestrado em Engenharia dos Materiais na Área de concentração: Materiais Metálicos, Cerâmicos e Poliméricos) — Universidade de São Paulo, Lorena, 2014. Disponível em: <https://teses.usp.br/teses/disponiveis/97/97134/tde-24072014-152509/en.php>.

PORTELLA GABRIEL ADRIANO DE MELO, N. M. d. S. T. T. D. P. T. S. X. M. A. d. N. I. P. O pouso de um foguete na vanguarda de novas estratégias. In: CONGRESSO BRASILEIRO SOBRE DEFESA NACIONAL, 15., 2018, Pirassununga. São José dos Campos: Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA), 2018. Acesso em: 06/10/2019. Disponível em: <[https://www.defesa.gov.br/arquivos/ensino\\_e\\_pesquisa/defesa\\_academia/cadn/XV\\_cadn/o\\_pouso\\_de\\_um\\_foguete\\_na\\_vanguarda\\_de\\_novas\\_estrategias\\_para\\_programas\\_espaciais.pdf](https://www.defesa.gov.br/arquivos/ensino_e_pesquisa/defesa_academia/cadn/XV_cadn/o_pouso_de_um_foguete_na_vanguarda_de_novas_estrategias_para_programas_espaciais.pdf)>.

SOBERING, J. G. **Design and Characterization of a Thrust Vane Position Controller for Exhaust Flow Deflection TVC with Dynamically Changing Loads**. 2018. 111 f. Dissertação (Mestrado) — Georgia Institute of Technology, Atlanta, 2018.

SUTTON, G. P. **Rocket Propulsion Elements**. 8. ed. New Jersey: John Wiley Sons, Inc, 2010. v. 1, 768 p.

TAYLOR, T. S. **Introduction to Rocket Science and Engineering**. 2. ed. Boca Raton: Taylor Francis Group, LLC, 2017. v. 1, 319 p.

TURNER, M. J. **Rocket and Spacecraft Propulsion**. 3. ed. Chichester: Taylor Francis Group, LLC, 2009. v. 1, 390 p.

VENTURA ERIC WERNIMONT, S. H. S. Y. M. Rocket grade hydrogen peroxide (rghp) for use in propulsion and power devices - historical discussion of hazards. In: AIAA/ASME/SAE/ASEE JOINT PROPULSION CONFERENCE EXHIBIT, 43., 2007, Cincinnati. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2007. Acesso em: 07/10/2019. Disponível em: <<https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2007-5468>>.

WERNIMONT, E. J. System trade parameter comparison of monopropellants: Hydrogen peroxide vs hydrazine and others. In: AIAA/ASME/SAE/ASEE JOINT PROPULSION CONFERENCE EXHIBIT, 42., 2006. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. Acesso em: 10/10/2019. Disponível em: <<https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2006-5236>>.

## APÊNDICE A – TERMODINÂMICA

A termodinâmica é a área da física que estuda os fenômenos envolvidos com conceitos atrelados à temperatura e ao calor. Um sistema termodinâmico envolve apenas três variáveis, sempre que for uma substância pura. São elas, pressão  $P$ , volume  $V$  e temperatura  $T$  e, a descrição é sempre de um sistema macroscópico, isto é, um grande número de partículas. De acordo com Nussenzveig (2002) o estado termodinâmico de um gás fornece algumas informações médias sobre seu estado dinâmico, como pressão e temperatura.

### A.0.0.1 – Lei Zero da Termodinâmica

Supondo que temos dois sistemas A e B, quando colocados em contato, e separados por uma parede não adiabática, isto é, que permite a troca de calor, as variáveis macroscópicas de ambos sistemas mudarão com o tempo até que atinjam um equilíbrio térmico. A lei zero da termodinâmica diz se o sistema A e o sistema B estão em equilíbrio térmico com um sistema C, então os sistemas A e B estão em equilíbrio térmico entre si.

### A.0.0.2 – Calor

Se define calor  $Q$  como uma quantidade energia térmica em trânsito de um sistema a outro, devido a diferença de temperatura. O cálculo do calor necessário para elevar a temperatura de uma substância com massa  $m$  é dado pela seguinte expressão

$$Q = mc\Delta T = C\Delta T \quad (\text{A.1})$$

Onde  $C = mc$ , denomina-se capacidade térmica de uma substância Nussenzveig (2002), e é definida como o calor necessário para aumentar a temperatura do sistema em  $1^\circ\text{C}$  e  $c$  chama-se de calor específico, que é a quantidade de calor necessária para aumentar em  $1^\circ\text{C}$  a temperatura de  $1g$  de uma dada substância, e para definir de maneira precisa é necessário especificar as condições de pressão e volume no sistema. Há dois tipos de calor específicos principais. São eles o calor específico à pressão constante  $c_p$  e à volume constante  $c_v$ . É conhecido que para gases, a diferença entre  $c_p$  e  $c_v$  é bem alta. Se a variação de temperatura é tal que seja necessário levar em conta a alteração do calor específico em função da temperatura, a expressão A.1 é substituída por

$$Q = m \int_{T_i}^{T_f} c(T) dT = m\bar{c}(T_f - T_i) \quad (\text{A.2})$$

Onde  $\bar{c}$  é o calor específico médio entre  $T_i$  e  $T_f$ .

#### A.0.0.3 – Primeira Lei da Termodinâmica

Quando realizamos trabalho em um sistema termicamente isolado, denomina-se trabalho adiabático, e foi obtido experimentalmente por James Prescott Joule que o trabalho adiabático, para passar de um estado inicial a um estado final, é o mesmo independente do caminho, enunciando a 1ª lei da termodinâmica.

Proveniente dessa lei, há uma função de estado para um sistema termodinâmico, denominada de energia interna  $U$ , onde a variação entre o estado inicial e final corresponde ao trabalho adiabático necessário. Matematicamente

$$-\Delta U = U_i - U_f = W \quad (\text{A.3})$$

Por convenção,  $W$  representa o trabalho realizado por um sistema. Se o trabalho é realizado sobre o sistema,  $W < 0$ , e por consequência,  $\Delta U > 0$ . Agora, se formos considerar um sistema não adiabático, sem isolamento térmico, como por exemplo um recipiente com paredes diatérmicas que permitem a passagem do calor e esse recipiente está recebendo calor. O calor que esse sistema está recebendo tem duas finalidades, aumentar a temperatura e, por consequência, variar a energia interna da substância e se expandir. Quando se expande, o sistema realiza trabalho. Assim, matematicamente

$$Q = \Delta U + W \quad (\text{A.4})$$

O que nos dá uma importante equação, que é a definição termodinâmica de  $Q$

$$U_f - U_i = Q - W \quad (\text{A.5})$$

#### A.0.0.4 – Processos reversíveis

Para o um processo ser reversível, são necessários que duas condições sejam satisfeitas. O processo deve ocorrer de forma lenta, e o atrito deve ser desprezível. Considerando um fluido em um recipiente fechado de volume  $Ax$ , onde  $A$  é a área da base do recipiente com um pistão, em que esse fluido encontra-se em equilíbrio térmico. A pressão do fluido exerce uma força  $F = PA$ , equilibrada por um peso colocado em cima do pistão. Supondo uma expansão infinitesimal do gás, que corresponde a um deslocamento  $dx$  do

pistão, assim o trabalho realizado pelo fluido é

$$dW = Fdx = PAdx = PdV \quad (\text{A.6})$$

Onde  $dv = Adx$  equivale a variação de volume do fluido. Integrando a Eq A.6

$$W = \int_{V_i}^{V_f} PdV \quad (\text{A.7})$$

Se o sistema volta ao seu estado inicial, há uma mudança na notação, ficando com

$$W = \oint PdV \quad (\text{A.8})$$

Considerando um sistema com temperatura inicial  $T_i$  em contato com um recipiente também com temperatura  $T_i$ . Pra transferir calor de forma reversível, devemos colocar o sistema em contato com um recipiente a uma temperatura de  $T_i + dT$  e esperar que se atinja o equilíbrio térmico. Uma vez em equilíbrio, colocamos o sistema em contato com outro recipiente a uma temperatura  $T_i + 2dT$ . Aguarda-se o equilíbrio térmico, e assim sucessivamente. O processo inverso também é válido, sendo reversível. Matematicamente

$$d'Q = CdT \quad (\text{A.9})$$

Integrando

$$Q = \int_{T_i}^{T_f} CdT \quad (\text{A.10})$$

Onde a capacidade térmica  $C$  depende do caminho como visto na Eq A.2. Assim, uma nova forma de escrever a variação de energia interna desse sistema.

$$\Delta U = Q + \int_{V_i}^{V_f} PdV \quad (\text{A.11})$$

#### A.0.0.5 – Estados dos gases ideais

O comportamento termodinâmico de um gás é o mais simples de ser explicado. Foi visto que o estado termodinâmico de um gás depende apenas de três variáveis, e que uma é função das outras duas, havendo uma relação do tipo  $f(P, V, T) = 0$ . A equação que descreve o estado dos gases é

$$\frac{P_a V_a}{T_a} = \frac{P_b V_b}{T_b} \quad (\text{A.12})$$



Que descreve os gases nos estados  $a$  e  $b$ . Outra importante relação para a equação dos estados dos gases ideais é da forma

$$PV = nRT \quad (\text{A.13})$$

Onde  $n$  é o número de mols do gás, e  $R$  é a constante universal dos gases. A dedução da Eq A.12 e a Eq A.13 está além do escopo deste relatório.

#### A.0.0.6 – Entalpia

Outra importante variável de estado para o estudo de sistemas termodinâmicos é a entalpia ( $H$ ), definida como a quantidade de energia encontrada em uma substância. Matematicamente, a entalpia é definida como

$$H = U + P(V_f - V_i) \quad (\text{A.14})$$

Note que  $P\Delta V$  é a solução da Eq A.7 para pressão constante. Pela Eq A.11 para pressão constante, temos

$$U_f - U_i = Q - P(V_f - V_i) \quad (\text{A.15})$$

$$(U_f + PV_f) - (U_i + PV_i) = Q \quad (\text{A.16})$$

O termo do lado direito da equação acima trata da variação da entalpia de um estado inicial a um estado final.

$$H_f - H_i = C_p \Delta T \quad (\text{A.17})$$

Como anteriormente foi considerado uma pressão constante, o  $Q$  é definido como  $Q = C_p \Delta T$ . Para a análise de um motor foguete, engenheiros utilizam a entalpia específica, isto é, a entalpia dividido pela massa molar do fluido.

#### A.0.0.7 – Capacidades térmicas molares de um gás ideal

É conhecido que  $C$  é a capacidade térmica ou capacidade calorífica. Foi visto que  $C$  depende do caminho no qual se efetua a transferência de calor  $dQ$ . Se for transferido à pressão constante

$$d'Q_p = C_p dT \quad (\text{A.18})$$

E para uma transferência à volume constate

$$d'Q_v = C_v dT \quad (\text{A.19})$$

É possível definir a capacidade térmica molar de um gás com a seguinte expressão

$$C_p = C_v + R \quad (\text{A.20})$$

Onde R é a constante universal dos gases, a Eq A.20 é conhecida como fórmula de Mayer. Nota-se que a capacidade térmica molar à pressão constante é maior do que à volume constante.

#### A.0.0.8 – Processos adiabáticos em um gás ideal

Tem-se que para um processo isotérmico, a relação que rege tal processo é dada por

$$\frac{P}{P_0} = \left( \frac{V_0}{V} \right)^\gamma = \text{Constante} \quad (\text{A.21})$$

Em que  $\gamma = \frac{C_p}{C_v} = \frac{mc_p}{mc_v} = \frac{c_p}{c_v}$  é a razão das capacidades caloríficas molares à pressão e volume constante ou para a mesma massa de substância, é a razão entre os calores específicos à pressão e volume constante. De acordo com a Eq A.12,  $P$  é proporcional a  $\frac{T}{V}$ . A Eq A.21 é equivalente a

$$TV^{\gamma-1} = \text{constante} \quad (\text{A.22})$$

Mostrando que  $T$  diminui quando  $V$  aumenta. De maneira semelhante, para  $V$  proporcional a  $\frac{T}{P}$

$$\left( T/P^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right)^\gamma = \text{constante} \quad (\text{A.23})$$

Mostrando que  $T$  aumenta com a pressão. Uma aplicação é o cálculo do trabalho em uma expansão adiabática, da Eq A.21 que

$$PV^\gamma = P_0 V_0^\gamma = \text{constante} \quad (\text{A.24})$$

Substituindo  $P = \frac{K}{V^\gamma}$  na Eq.A.7, onde  $K$  é uma constante, temos

$$W = K \int_{V_i}^{V_f} \frac{dV}{V^\gamma} = \frac{1}{\gamma-1} (K V_f^{1-\gamma} - K V_i^{1-\gamma}) = \frac{P_f V_f - P_i V_i}{1-\gamma} \quad (\text{A.25})$$

#### A.0.0.9 – Segunda Lei da Termodinâmica

Enquanto a primeira lei da termodinâmica se trata de uma lei de conservação de energia, de acordo com a Eq A.4, a segunda lei nos fornece em quais condições uma máquina termodinâmica consegue fazer essa conservação de energia. Há dois principais enunciados para essa lei, são eles **Enunciado de Kelvin - Plank**

É impossível construir um motor térmico que trabalhe em ciclos que tenha 100% de rendimento.

#### Enunciado de Kelvin - Plank

É impossível realizar um processo que transfira, sem gasto de energia, calor de um corpo mais frio para um corpo mais quente.

Ambos são formas de interpretar a segunda lei da termodinâmica <sup>1</sup>.

#### A.0.0.10 – Entropia

Da mesma forma que a 1ª lei da termodinâmica corresponde à existência da energia interna  $U$  como função de estado, a 2ª lei da termodinâmica tem como consequência a existência de uma nova função de estado, a entropia ( $S$ ). Ela tem como função mensurar a parcela de energia que não será aproveitada para realizar trabalho termodinâmico e está associada à desordem do sistema. A entropia pode ser calculada através da seguinte expressão

$$dS = \frac{d'Q}{T} \quad (\text{A.26})$$

Onde  $T$  é a temperatura e  $d'Q$  é o calor fornecido a uma transformação reversível. É importante ressaltar que  $d'Q$  não é uma diferencial exata, visto não se pensa em variação de calor infinitesimal quando se estuda um sistema termodinâmico. Quando  $\Delta S > 0$ , a transformação ocorre de forma espontânea, se  $\Delta S < 0$  não é espontânea, e, temos o caso de equilíbrio no qual  $\Delta S = 0$ .

---

<sup>1</sup>Há mais uma forma de interpretar a segunda lei da termodinâmica e está relacionada com o ciclo de Carnot e o zero absoluto. Para mais informações recomenda-se o livro *Curso de Física Básica - Fluidos, Oscilações e Ondas, Termodinâmica* (4ª ed) de H.M. Nussenzveig

## APÊNDICE B – MECÂNICA DOS FLUIDOS

Mecânica dos fluidos é um subtópico da mecânica, sendo ela que estuda os fluidos em repouso ou em movimento, e a interação de fluidos e fluidos, ou sólidos.

### B.0.0.1 – Propriedades dos Fluidos

Há dois tipos de propriedades que caracterizam um sistema. São elas as extensivas e intensivas. As extensivas dependem do tamanho do sistema, como massa e volume, e as intensivas não dependem da massa ou temperatura. Há também propriedades específicas, que são propriedades extensivas por unidade de massa como, por exemplo, a força específica, que é  $f = \frac{F}{m}$ . Uma propriedade intrínseca da matéria é a densidade, definida como a massa por unidade de volume.

$$\rho = \frac{m}{V} \quad (\text{B.1})$$

Entre as propriedades específicas importantes estão o peso específico ( $\gamma_s$ ) e a gravidade específica ( $g_e$ ).

$$\gamma_s = \rho g \quad (\text{B.2})$$

$$g_e = \frac{\rho}{\rho_{H_2O}} \quad (\text{B.3})$$

Onde  $\rho$  é a densidade do fluido e  $\rho_{H_2O}$  é a densidade de alguma substância padrão a uma certa temperatura, nesse caso a água. Sabe-se que em um fluido as moléculas estão de forma espaçada. No entanto, não é conveniente analisar a natureza atômica de uma substância <sup>1</sup>, mas sim ver a substância como uma matéria contínua, ou seja, um meio contínuo. Definir um meio contínuo é importante pois com ele podemos considerar que funções de pontos em um fluido variam sem saltos de descontinuidade.

#### B.0.0.1.1 – Cavitação

O escoamento de fluidos pode afetar estruturas mecânicas em determinadas situações. Para entender isso, é necessária a definição de pressão de vapor  $P_v$ . Pressão de vapor é definida como a pressão exercida por seu vapor em equilíbrio de fase com seu

---

<sup>1</sup>Há uma teoria chamada mecânica quântica e tem como objetivo estudar as propriedades da matéria a nível atômico.

líquido numa dada temperatura, isto é, a pressão na qual um líquido começa a vaporizar. A definição de pressão de vapor é importante para definir o conceito de cavitação. Supondo um escoamento de um fluido líquido, há a possibilidade da pressão do líquido cair abaixo da pressão de vapor, resultando em vaporização não desejada. Bolhas são formadas quando se afastam dessa região de baixa pressão. Isso acarreta em implosões com pressões muito altas, causando erosão nas pás de um hélice, por exemplo. Em um motor foguete a cavitação ocorre quando o motor força o líquido, no caso o propelente, a escoar a uma alta velocidade, atingindo pressões menores que a pressão de vapor do propelente, causando bolhas implosivas.

#### B.0.0.1.2 – Energia de um fluido em movimento

No escoamento de fluidos, é importante entender a energia envolvida em tal escoamento. Para isso, a energia cinética por unidade de massa ( $ec = \frac{v^2}{2}$ ) e energia potencial específica ( $ep = gh$ ), onde  $h$  é a altura do centro de gravidade em relação a um ponto de referência e a energia interna específica  $u$ . Com frequência é utilizada a combinação de  $u$  e  $P_v$ , essa combinação é chamada de entalpia específica ( $h$ ).

$$h = u + P \cdot \bar{v} = u + \frac{P}{\rho} \quad (\text{B.4})$$

Onde  $\bar{v}$  é o volume específico que é igual ao inverso da densidade do fluido.  $\frac{P}{\rho}$  é chamada de energia de escoamento. A energia total específica de um fluido em movimento é dado por

$$e = h + ec + ep = h + \frac{v^2}{2} + gh \quad (\text{B.5})$$

#### B.0.0.2 – Equação da Continuidade

Considerando um volume fixo no espaço, a taxa no qual a massa varia nesse volume é

$$\frac{d}{dt} \int_V \rho dV = \int_V \frac{\partial \rho}{\partial t} dV \quad (\text{B.6})$$

onde a  $\rho$  é a densidade do fluido e  $V$  o volume. A taxa de variação da massa fora do volume, é a integral de superfície

$$\int_A \rho \vec{u} \cdot d\vec{A} \quad (\text{B.7})$$

onde  $\rho \vec{u} \cdot d\vec{A}$  é o fluxo externo em um elemento de área  $dA$ . Pela conservação de massa diz que a taxa de variação de massa em um volume deve ser a mesma, assim

$$\int_V \frac{\partial \rho}{\partial t} dV = \int_A \rho \vec{u} \cdot d\vec{A} \quad (\text{B.8})$$

Aplicando o teorema do divergente no termo direito da Eq. B.8 para a integral de volume, obtém-se a equação da continuidade, expressa por

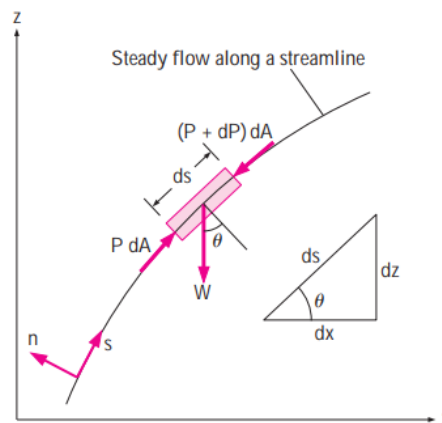
$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{u}) = 0 \quad (\text{B.9})$$

Ela nos diz que o escoamento de massa através de um fluido é constante, quando este estiver em certas condições.

#### B.0.0.3 – Equação de Bernoulli

A equação de Bernoulli é uma relação entre velocidade, elevação e pressão, de forma aproximada e somente é válida em regiões de escoamento incompressível e estacionário, ou seja, se aplica apenas a regiões de escoamento não viscoso, não sendo aplicável, por exemplo na camada limite, região próxima de paredes sólidas. Considere uma partícula que escoa ao longo de uma linha de corrente, figura B.1.

Figura B.1 – Partícula em uma linha de corrente.



Fonte: Adaptado de Cimbala (2006).

A equação do movimento fica

$$P dA - (P + dP) dA - W \sin \theta = m v \frac{dv}{ds} \quad (\text{B.10})$$

Onde  $v \frac{dv}{ds} = a$ . Sabemos que  $m = \rho V = \rho dA ds$ ,  $W = \rho g dA ds$  e  $\sin \theta = \frac{dz}{ds}$ , substituindo

os valores

$$-dPdA - \rho g dA ds \frac{dz}{ds} = \rho dA ds v \frac{dv}{ds} \quad (\text{B.11})$$

Simplificando

$$-dP - \rho g dz = \rho V dV \quad (\text{B.12})$$

Nota-se que  $v dv = \frac{1}{2} d(v^2)$ , dividindo por  $\rho$ , temos

$$\frac{dP}{\rho} + \frac{1}{2} d(v^2) + g dz = 0 \quad (\text{B.13})$$

Integrando

$$\frac{P}{\rho} + \frac{v^2}{2} + gz = \text{constante} \quad (\text{B.14})$$

A Eq B.14 é conhecida como a equação de Bernoulli, utilizada para escoamentos incompressíveis em uma região sem viscosidade.

#### B.0.0.4 – Escoamento Interno

O escoamento interno ocorre quando o fluido ocupa todo o tubo em que escoar. Há uma diferença entre tubo e duto, geralmente refere-se de tubo quando a seção transversal é circular e duto quando é retangular, tubos circulares suportam grandes diferenças de pressão entre o interior e o exterior. A velocidade de um fluido escoando varia de zero na superfície pela condição de não escorregamento até o máximo no centro, assim é conveniente trabalhar com a velocidade média que permanece constante em um escoamento incompressível. A velocidade média é dada pela seguinte expressão

$$v_{med} = \frac{2}{R^2} \int_0^R u(r) r dr \quad (\text{B.15})$$

Onde  $R$  é o raio do tubo e  $u(r)$  é o perfil da velocidade.

##### B.0.0.4.1 – Número de Reynolds

Em um tubo também há o fluxo laminar e o turbulento, assim, a transição entre esses dois depende da geometria do tubo, rugosidade da superfície, velocidade de escoamento, tipo de fluido e temperatura da superfície. Esse regime de escoamento depende razão entre as forças inerciais e viscosas, razão conhecida como número de Reynolds, expressa por

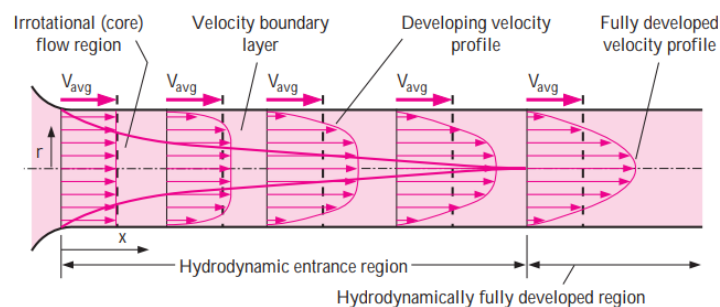
$$Re = \frac{v_{med} D}{\nu} = \frac{\rho v_{med} D}{\mu} \quad (\text{B.16})$$

Em que  $\nu = \frac{\mu}{\rho}$  é a viscosidade dinâmica e  $D$  o diâmetro do tubo. Para escoamento interno em um tubo circular o valor de Reynolds para que seja laminar é  $Re \approx < 2300$ .

#### B.0.0.4.2 – A região de entrada

Quando um fluido entra em um tubo circular com uma determinada velocidade, devido a condição de não escorregamento as partículas do fluido em contato com a superfície para de se movimentar, e além disso, as camadas adjacentes reduzem sua velocidade. Torna-se necessário que a velocidade na seção média do tubo aumente para manter o fluxo de massa constante, assim, um gradiente de velocidade se desenvolve ao longo do tubo. A região onde os efeitos das forças de cisalhamento viscosas são sentidas denomina-se de camada limite ou camada limite de velocidade. Há uma divisa hipotética que divide o escoamento entre a camada limite, onde os efeitos viscosos e variações de velocidades são significativo e de escoamento central, onde a velocidade permanece praticamente constante em direção radial e efeitos viscosos são desprezíveis. A região da entrada do tubo até o ponto onde a velocidade se desenvolveu por completo é chamada de região de entrada hidrodinâmica e possui um comprimento  $L_h$ . Onde a velocidade se desenvolveu por completo e permanece inalterado é chamado de região hidrodinamicamente completamente desenvolvida. A espessura da camada limite aumenta na direção do escoamento até atingir o centro do tubo e preenche-lo, como mostra a figura B.2.

Figura B.2 – Região de abertura.



Fonte: Adaptado de Cimbala (2006).

#### B.0.0.4.3 – Escoamento turbulento em tubos

Em geral, os escoamentos encontrados são turbulentos, assim, entender a turbulência é necessário para ver como afeta a tensão de cisalhamento da parede. Lembrando



que tensão de cisalhamento é a componente tangencial da força que atua sobre uma superfície por unidade de área. O escoamento turbulento é complexo, caracterizado por flutuações aleatórias e rápida em regiões de redemoinhos. No escoamento turbulento os redemoinhos transportam massa, momento e energia para outras regiões do escoamento muito rápido. Como consequência, o escoamento turbulento resulta em valores mais elevados de coeficientes de atrito, transferência de massa e calor. A tensão de cisalhamento total no escoamento turbulento é dado por

$$\tau_{total} = \tau_{lam} + \tau_{turb} \quad (B.17)$$

Onde  $\tau_{lam}$  é a componente laminar da tensão de cisalhamento, onde contribui para o atrito entre as camadas na direção do escoamento e  $\tau_{turb}$  é a componente turbulenta que representa o atrito entre as partículas do fluido flutuante e o corpo do fluido. Onde a tensão de cisalhamento turbulenta pode ser expressa por:

$$\tau_{turb} = -\rho \overline{u'v'} \quad (B.18)$$

Em que  $\overline{u'v'}$  é a média temporal do produto das componentes da velocidade de flutuação.

#### B.0.0.5 – Equação de Cauchy

Para analisar a conservação de momento para um fluido, deve-se fazer uma análise diferencial, para isso se introduza a equação de Cauchy

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \vec{v}) + \vec{\nabla} \cdot (\rho \vec{v} \vec{v}) = \rho \vec{g} + \vec{\nabla} \cdot \sigma_{ij} \quad (B.19)$$

Em que  $\vec{v} \vec{v}$  é o vetor produto da velocidade por ela mesma e  $\sigma_{ij}$  é o tensor da tensão, onde descreve as tensões de superfície em determinado ponto do escoamento dado por

$$\sigma_{ij} = \begin{pmatrix} \sigma_{xx} & \sigma_{xy} & \sigma_{xz} \\ \sigma_{yx} & \sigma_{yy} & \sigma_{yz} \\ \sigma_{zx} & \sigma_{zy} & \sigma_{zz} \end{pmatrix} \quad (B.20)$$

As componentes diagonais de  $\sigma_{xx}$ ,  $\sigma_{yy}$  e  $\sigma_{zz}$  denominam-se de tensões normais compostas pelas tensões da pressão e das tensões viscosas. As componentes fora da diagonal são chamadas de tensões de cisalhamento. A Eq B.19 é válida para qualquer tipo de fluido e em qualquer ponto no escoamento, sendo ela, uma equação vetorial, isto é, representa

três equações escalares, uma para cada eixo de coordenadas.

#### B.0.0.6 – Equação de Navier-Stokes

A Eq B.19 não é muito útil na forma que esta, visto que o tensor de tensão possui nove componentes, dos quais seis são independentes, assim, além da densidade e das três componentes da velocidade há seis incógnitas adicionais. Quando um fluido está escoando, há a pressão hidrostática e é normal a superfície, mas podem existir tensores viscosos, assim o tensor da tensão pode ser generalizado

$$\sigma_{ij} = \begin{pmatrix} \sigma_{xx} & \sigma_{xy} & \sigma_{xz} \\ \sigma_{yx} & \sigma_{yy} & \sigma_{yz} \\ \sigma_{zx} & \sigma_{zy} & \sigma_{zz} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -P & 0 & 0 \\ 0 & -P & 0 \\ 0 & 0 & -P \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \tau_{xx} & \tau_{xy} & \tau_{xz} \\ \tau_{yx} & \tau_{yy} & \tau_{yz} \\ \tau_{zx} & \tau_{zy} & \tau_{zz} \end{pmatrix}$$

Onde  $P$  é a pressão termodinâmica, onde está relacionada com alguma equação de estado. Se o fluido é incompressível,  $P$  é interpretada como a pressão mecânica.  $\tau_{ij}$  é chamado de tensor de tensão viscosa. Considerando um escoamento incompressível e aproximadamente isotérmico o que implica em uma viscosidade dinâmica ( $\mu$ ) e a viscosidade cinemática ( $\nu$ ) são constantes também. Assim a equação de Navier-Stokes é expressa por

$$\rho \frac{D\vec{v}}{Dt} = -\vec{\nabla}P + \rho\vec{g} + \mu\nabla^2\vec{v} \quad (\text{B.21})$$

Em que  $\frac{D\vec{v}}{Dt}$  é a derivada total da velocidade. A Eq B.21 trata-se de uma equação diferencial não estacionária, não linear de segunda ordem. É fundamental para a mecânica dos fluidos, soluções analíticas dessa equação são obtidas para campos de escoamento simples, com computadores suficientemente rápidos e os softwares de dinâmica dos fluido é possível obter uma solução numérica para escoamentos complexos. A Eq B.21 tem quatro incógnitas, três componentes da velocidade e a pressão, mesmo ela representando três equações, visto que está na forma vetorial, precisamos de uma quarta equação para ser um problema solúvel, e essa equação é a da continuidade Eq B.9.

#### B.0.0.7 – Camada Limite

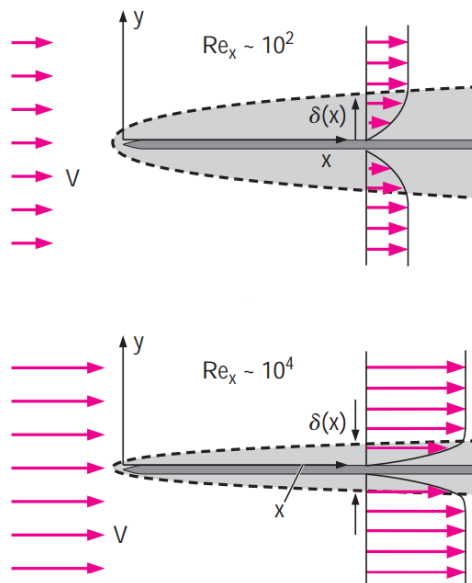
A medida que o fluido passa por um certo objeto, as partículas na superfície possuem velocidade zero, assim camadas adjacentes a essa partícula tem sua velocidade reduzida devido a interação entre elas, diminuindo o fluxo. Quanto mais afastada da superfície a partícula estiver, maior será sua velocidade, criando uma camada de fluido perto da superfície, assim, a velocidade varia de zero na superfície até o valor da velocidade do

fluxo, longe da superfície. Essa camada fina é denominada de camada limite, seus detalhes são de suma importância para problemas de aerodinâmica, como a fricção do arrasto de um foguete ou a transferência de calor que ocorre em altas velocidades durante um voo. As soluções da camada limite são aproximações das soluções completas da equação de Navier-Stokes (B.21). Supondo uma camada limite muito fina, por exemplo, uma corrente uniforme fluindo por uma placa alinhada com o eixo  $x$ . A espessura da camada limite  $\delta$ , por convenção é definida como a distância em relação à parede, na qual a componente da velocidade paralela à parede é 99% da velocidade do fluido fora da camada limite, assim, quando maior for a velocidade, mais fina é a camada. Definindo o número de Reynolds com base na distância  $x$  ao longo da parede

$$Re_x = \frac{\rho v x}{\nu} \quad (\text{B.22})$$

Quanto maior for o número de Reynolds, mais fina é a camada limite, acredita-se que a camada limite é fina quando  $\frac{\delta}{x} \ll 1$ , a figura B.3 mostra a espessura da camada limite para alguns valores de  $x$ .

Figura B.3 – Espessura da camada limite.



Fonte: Adaptado de Cimbala (2006).

#### B.0.0.8 – Escoamento Externo

Há momentos que fluidos movem-se por corpos estacionários, mas também, as vezes um corpo move-se através de um fluido, esses movimentos entre o fluido e o corpo

são chamados de escoamento externo.

#### B.0.0.8.1 – Arrasto

A força de arrasto é a força exercida pelo fluido na direção do escoamento devido aos efeitos combinados das forças de cisalhamento na parede e forças de pressão. A parte do arrasto devido à tensão de cisalhamento na parede  $\tau_w$  é chamado de arrasto de atrito, a parte é devido à pressão  $P$  é chamado de arrasto de pressão. Os coeficientes de arrasto de atrito e pressão são dado pelas seguintes expressões

$$C_{D,atrito} = \frac{F_{D,atrito}}{\frac{1}{2}\rho v^2 A} \quad (B.23)$$

$$C_{D,pressão} = \frac{F_{D,pressão}}{\frac{1}{2}\rho v^2 A} \quad (B.24)$$

onde  $A$  é a área frontal do corpo, ou seja, a área vista por uma pessoa que esta posicionada na frente do corpo e  $v$  é a velocidade do corpo no fluido. O coeficiente total de arrasto  $C_D$  é dado pela soma do coeficiente de arrasto de atrito e pressão. O arrasto de atrito é zero quando a superfície é perpendicular ao escoamento do fluido e máximo quando é a superfície é paralela ao escoamento. O inverso acontece como arrasto de pressão, é máximo quando a superfície é normal ao escoamento e zero quando paralela.

#### B.0.0.9 – Escoamento Compressível

Quando é considerada a variação de densidade, estamos falando de um escoamento compressível. Geralmente encontrado em gases a alta velocidade, como em um motor foguete. Para o desenvolvimento dos cálculos de escoamentos compressíveis é necessário combinar a mecânica dos fluidos e a termodinâmica.

##### B.0.0.9.1 – Propriedade de Estagnação

De acordo com a Eq B.4 a entalpia é a energia total de um fluido sempre que os efeitos potenciais e cinéticos são desprezados, no entanto, no bocal de um motor foguete a energia potencial pode ser desprezível mas a cinética não, assim é necessário combinar a entalpia e a energia cinética do fluido e um único termo, chamado de entalpia de

estagnação ( $h_0$ ).

$$h_0 = h + \frac{v^2}{2} \quad (\text{B.25})$$

É importante lembrar que estamos trabalhando com propriedades específicas, assim a energia cinética  $\frac{mv^2}{2}$  fica  $\frac{v^2}{2}$ , ademais,  $h_0$  e  $h$  também são propriedades específicas. Logo, a entalpia de estagnação representa a energia total de um escoamento de um fluido por unidade de massa. Considerando o escoamento de um fluido por um bocal de forma adiabática e sem realização de trabalho de eixo ou elétrico, por conservação de energia

$$h_1 + v_1^2 = h_2 + v_2^2 \quad (\text{B.26})$$

assim, a entalpia de estagnação permanece constante quando não há troca de calor ou realização de trabalho, e ademais, quando não há variações de energia potencial. Agora, imaginemos que a velocidade do fluido fosse reduzida a zero, a entalpia de estagnação no estado dois seria totalmente convertida em energia interna e energia de escoamento, aumentando a temperatura e pressão do fluido, matematicamente

$$h_1 + v_1^2 = h_2 = h_{02} \quad (\text{B.27})$$

logo, a entalpia de estagnação representa a entalpia de um fluido quando é levado ao repouso de forma adiabática. As propriedades de estagnação são representadas com o índice 0. Quando há um processo no qual é reversível e também adiabático, chama-se esse processo de isentrópico, assim, o processo de estagnação é um processo isentrópico. Em processos reais (irreversíveis) a pressão de estagnação é menor do que a pressão de estagnação isentrópica, devido ao aumento da entropia durante o processo real proveniente do atrito no fluido. Aproximando um fluido de um gás ideal com calores específicos constantes, a entalpia pode ser substituída por  $c_p T$ , assim, a equação B.25 pode ser escrita como

$$c_p T_0 = c_p T + \frac{v^2}{2} \quad (\text{B.28})$$

$$T_0 = T + \frac{v^2}{2c_p} \quad (\text{B.29})$$

onde  $T_0$  é a temperatura de estagnação e  $\frac{v^2}{2c_p}$  é a temperatura dinâmica, corresponde à elevação de temperatura durante o processo. Com a Eq A.23 é possível relacionar a pressão de estagnação com a pressão estática e, também relacionar a densidade de estagnação com a densidade estática pelas seguintes expressões

$$\frac{P_0}{P} = \left( \frac{T_0}{T} \right)^{\gamma/\gamma-1} \quad (\text{B.30})$$

$$\frac{\rho_0}{\rho} = \left( \frac{T_0}{T} \right)^{1/\gamma-1} \quad (\text{B.31})$$

#### B.0.0.9.2 – Escoamento isentrópico de gases ideais

A temperatura em qualquer ponto do escoamento está relacionada com a temperatura de estagnação pela Eq B.29, sabemos que  $c_p = \frac{\gamma R}{(\gamma-1)}$  e  $c^2 = \gamma RT$ , onde  $c$  é a velocidade do som e  $R$  a constante universal dos gases, além disso, sabemos que  $Ma = \frac{v}{c}$ . Substituindo na EqB.29 os valores na temperatura dinâmica e dividindo por  $T$ , temos a seguinte relação

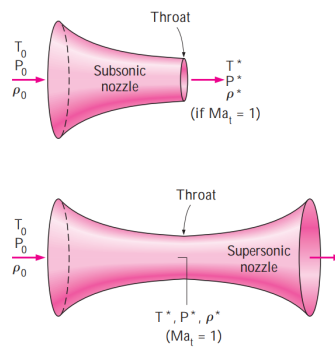
$$\frac{T_0}{T} = 1 + \left( \frac{\gamma - 1}{2} \right) Ma^2 \quad (\text{B.32})$$

substituindo a Eq B.32 na EqB.30 e na Eq B.31, chegamos nas seguintes expressões.

$$\frac{P_0}{P} = \left[ 1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma^2 \right]^{\gamma/(\gamma-1)} \quad (\text{B.33})$$

$$\frac{\rho_0}{\rho} = \left[ 1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma^2 \right]^{1/(\gamma-1)} \quad (\text{B.34})$$

Figura B.4 – Bocal convergente e convergente-divergente.



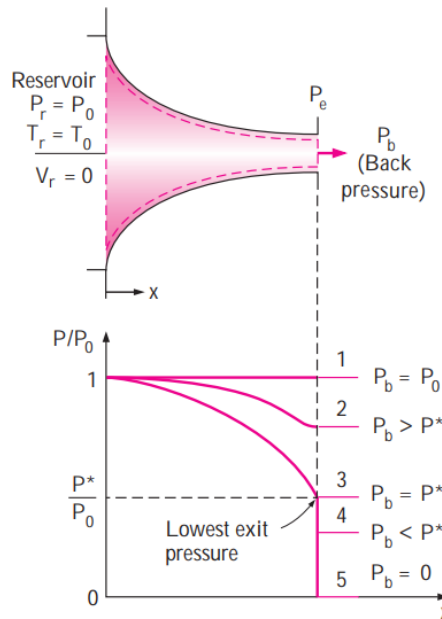
Fonte: Adaptado de Cimbala (2006).

Quando estamos em um bocal (*nozzle*), e o fluido está na garganta (*throat*) (Figura B.4) o número de Mach é um. Na garganta, as propriedades do fluido são propriedades críticas e as razões das equações acima são chamadas de razões críticas quando  $Ma = 1$ , quando se tratar de valores críticos, um asterisco será sobrescrito.

### B.0.0.9.3 – Escoamento isentrópico em Bocais convergentes

Considerando um escoamento subsônico através de um bocal convergente com entrada ligada a um tanque (*reservoir*) à pressão  $P_r$  e temperatura  $T_r$ , e considerando um escoamento isentrópico, a pressão e a temperatura de estagnação do fluido através do bocal são iguais as do tanque. Imaginemos que começamos a reduzir a contrapressão (*Back pressure*) (Figura B.5), isto é, a pressão na região de descarga do bocal, se a contrapressão  $P_b$  for igual a  $P_1$  que é igual a pressão do tanque, não há escoamento. Se a contrapressão for reduzida a  $P_2$ , a pressão na região de saída  $P_e$  também é reduzida para  $P_2$ , assim a pressão ao longo do bocal diminui na direção do fluxo. No momento em que a contrapressão é reduzida a  $P_3 = P^*$  que é a pressão necessária para aumentar a velocidade de escoamento do fluido até a velocidade do som na garganta do bocal, a vazão de massa atinge seu valor máximo. Qualquer decréscimo na pressão não altera a pressão ao longo do bocal.

Figura B.5 – Pressão ao longo do bocal convergente.



Fonte: Adaptado de Cimbala (2006).

Sob certas condições de escoamento permanente, a vazão de massa é constante através do boca, matematicamente pode ser expressa como

$$m' = \frac{A Ma P_0 \sqrt{\gamma / RT_0}}{[1 + (\gamma - 1) Ma^2 / 2]^{\gamma+1/[2(\gamma-1)]}} \quad (\text{B.35})$$

nota-se que é uma função das propriedades de estagnação do fluido, área de escoamento e o numero de Mach, sendo essa equação válida para qualquer seção transversal. Para o único local onde  $Ma = 1$  ao longo do bocal, a garganta, é o local onde a área de escoamento é mínima, assim, substituindo  $Ma = 1$  na Eq B.35, temos a seguinte expressão

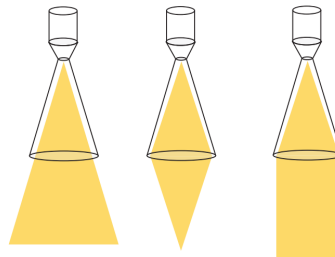
$$m_{max}' = A^* P_0 \sqrt{\frac{\gamma}{RT_0}} \left( \frac{2}{\gamma + 1} \right)^{(\gamma+1)/2\gamma-2} \quad (B.36)$$

Onde  $A^*$  é a área da garganta.

#### B.0.0.9.4 – escoamento isentrópico em Bocais convergentes-divergentes

Quando temos um bocal divergente, ele possui uma limitação, a velocidade máxima que ele atinge é uma velocidade sônica ( $Ma = 1$ ), assim, para acelerar esse fluido à velocidade supersônicas ( $Ma > 1$ ) devemos adicionar uma seção de escoamento divergente, resultando em um bocal convergente-divergente, sendo ele o equipamento padrão na propulsão de foguetes.

Figura B.6 – Bocal convergente-divergente.



Fonte: Adaptado de Taylor (2017).

Se a contrapressão não estiver no intervalo certo, o fluido pode ser desacelerado seção divergente do bocal. Assim, se o bocal for projetado para ter um desempenho ideal, a pressão na região da saída deve ser igual a pressão ambiente. Se o bocal for projetado de tal forma que a pressão na região da saída ( $P_E$ ) do bocal for maior que a pressão ambiente a seção divergente do bocal age como um difusor. Se a pressão  $P_E$  for menor que a pressão ambiente o escoamento na região divergente acaba convergindo. Se  $P_E$  for igual a pressão ambiente o escoamento ocorre forma ideal. A figura B.6 mostra as três situações.

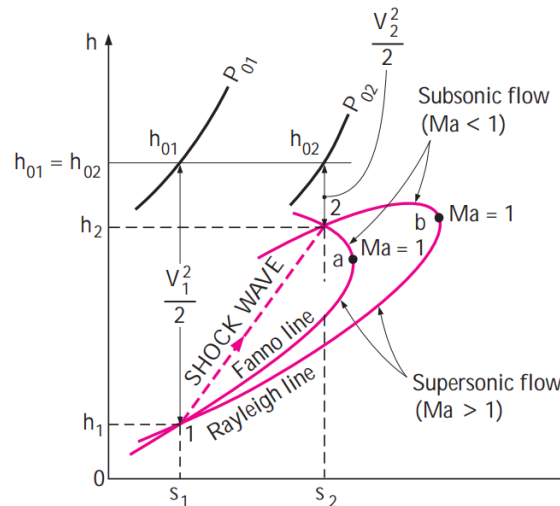
#### B.0.0.9.5 – Ondas de choques normais

Quando há a ocorrência de ondas de choque normal ao plano de escoamento do fluido, denominam-se ondas de choque normais. Considerando o escoamento sem transferência de calor e trabalho, assim como sem variação de energia potencial. A figura B.7 mostra uma curva chamada de linha de Fanno, é o lugar geométrico dos estados que têm o mesmo valor de entalpia de estagnação e fluxo de massa, a figura também mostra uma



curva conhecida como linha De Rayleigh. Note que é um diagrama de entalpia-entropia. O ponto em que a entropia é máxima de ambas as linhas corresponde a  $Ma = 1$  e o estado na parte superior de cada curva é subsônico e na parte inferior supersônico. Os pontos de

Figura B.7 – Diagrama entalpia-entropia.



Fonte: Adaptado de Cimbala (2006).

intersecção 1 e 2 são os pontos onde as três equações de conservação (massa, energia e momento linear) são atendidas. O estado 1 é anterior ao choque o estado 2 após ao choque, e, percebe-se no diagrama que antes do choque o escoamento era supersônico e após subsônico, quanto maior for o número de Mach, mais forte será o choque, se  $Ma = 1$  a onda de choque torna-se uma onda de som. A seguinte expressão relaciona o número de Mach a montante do choque (1) com a jusante do choque (2) e representa as intersecções entre as linhas de Fanno e Rayleigh.

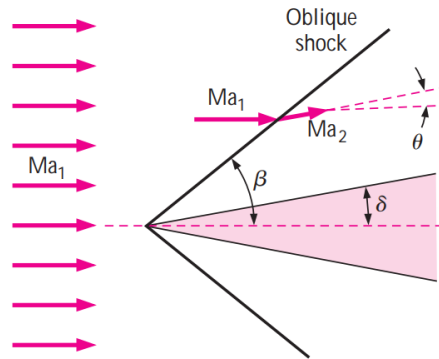
$$Ma_2^2 = \frac{Ma_1^2 + 2/(\gamma - 1)}{2Ma_1^2\gamma/(\gamma - 1) - 1} \quad (B.37)$$

#### B.0.0.9.6 – Ondas de choques oblíquos

Quando uma onda de choque é inclinada em um certo ângulo, denominam-se onda de choque oblíqua. Considerando que um escoamento supersônico colide com uma cunha delgada com um ângulo  $2\delta$  (Figura B.8). No ponto em que o fluido atinge o nariz da cunha ele não pode escoar através da cunha, assim ele gira rapidamente através de um ângulo de deflexão  $\theta$  o que resulta em uma onda de choque oblíqua reta alinhada com o ângulo

de choque  $\beta$ . Como o número de Reynolds para escoamentos supersônicos é em geral é elevado, a camada limite na superfície da cunha é muito fina sendo ignorado seus efeitos. Assim, o escoamento gira com o mesmo ângulo da cunha  $\delta$ , logo, o ângulo de deflexão

Figura B.8 – Onda de choque oblíqua.



Fonte: Adaptado de Cimbala (2006).

é igual ao semi ângulo da cunha  $\theta = \delta$ . Levando em conta os efeitos da camada limite é possível mostra que  $\theta$  é ligeiramente maior que  $\delta$

#### B.0.0.9.7 – Ondas de expansão de Prandtl-Meyer

O escoamento de expansão não resulta em uma onda de choque, mas em uma região de expansão contínua chamada de leque de expansão, composta por um número infinito de ondas de Mach denominadas ondas de expansão de Prandtl-Meyer. Assim, o escoamento não gira repentinamente, mas sim gradualmente, cada onda de Mach gira o escoamento em uma quantidade infinitesimal, e, cada onda de expansão é isentrópica assim como o escoamento em todo o leque de expansão. O ângulo de virada através de um leque de expansão é dado por

$$\theta = \nu(Ma_2) - \nu(Ma_1) \quad (B.38)$$

onde  $\nu(Ma)$  é um ângulo chamado função de Prandtl-Meyer obtido através da seguinte expressão

$$\nu(Ma) = \sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \operatorname{tg}^{-1} \left( \sqrt{\frac{\gamma-1}{\gamma+1}} (Ma^2 - 1) \right) - \operatorname{tg}^{-1} \left( \sqrt{Ma^2 - 1} \right) \quad (B.39)$$

o ângulo no qual o escoamento deve se expandir começa com  $\nu = 0$  a  $Ma = 1$  até o número de Mach supersônico. É importante o ângulo função de Prandtl-Meyer com a viscosidade dinâmica.