



**INSTITUTO FEDERAL**  
Santa Catarina

Ministério da Educação  
Secretaria de Educação Profissional e Tecnológica  
**INSTITUTO FEDERAL DE SANTA CATARINA**

INSTITUTO FEDERAL DE SANTA CATARINA  
CAMPUS LAGES  
GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA

Adriano Pereira Silva Filho

**Projeto de propulsor bipropelente de 200N para aplicação em satélites**

LAGES  
2021



Adriano Pereira Silva Filho

**Projeto de propulsor bipropelente de 200N para aplicação em satélites**

Trabalho Conclusão do Curso de Graduação em Engenharia Mecânica do Instituto Federal de Santa Catarina como requisito para a obtenção do título de Bacharel em Engenharia Mecânica

Orientador: Prof. Roman Ivanovitch Savonov, (Dr.)

Coorientador: Prof. Matheus Fontanelle Pereira, (Dr.)

Lages

2021

Adriano Pereira Silva Filho

**Projeto de propulsor bipropelente de 200N para aplicação em satélites**

Este Trabalho Conclusão de Curso foi julgado adequado para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Mecânica e aprovado em sua forma final pelo Curso de graduação em Engenharia Mecânica

Lages, 31 de março de 2021.

---

Prof. Matheus Fontanelle Pereira, Dr.  
Coordenador do Curso

**Banca Examinadora:**

---

Prof. Roman Ivanovitch Savonov, Dr.  
Orientador  
Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE

---

Prof. Matheus Fontanelle Pereira, Dr.  
Co-orientador  
Instituto Federal de Santa Catarina - IFSC

---

Prof. Fernando Da Silva Osório, Msc.  
Avaliador  
Instituto Federal de Santa Catarina - IFSC

---

Prof<sup>a</sup>. Natalia Madalena Boelter, Msc.  
Avaliadora  
Instituto Federal de Santa Catarina - IFSC

Este trabalho é dedicado aos meus familiares, em especial meu irmão, ao avanço da humanidade e ciência.

## **AGRADECIMENTOS**

Agradeço a minha família, minha namorada Bruna, e ao meu irmão Alan por me apoiarem no desenvolvimento deste trabalho. Aos meus professores do IFSC, principalmente ao professor Dr. Matheus Fontanelle Pereira que sempre se interessou pelo trabalho e contribuiu com sua orientação.

Agradeço em especial ao professor Dr. Roman Ivanovitch Savonov por ter aceitado meu convite de orientação e contribuir com seus ensinamentos e sugestões para o desenvolvimento deste trabalho e ao Dr. Gustavo Fischer pelo fornecimento de materiais para o projeto.

“Um pequeno passo para o homem, um grande salto para a humanidade.”

Neil Armstrong, 1969

## RESUMO

O deslocamento de um veículo espacial ocorre através do sistema de propulsão. Em satélites, esse sistema é responsável pela injeção, transferência, manutenção de órbitas e controle de atitude. Dentre as diversas fontes de combustível, os satélites que utilizam combustíveis químicos como fonte de propulsão possuem como uma das principais fontes o par MMH (monometil-hidrazina) e NTO (tetróxido de nitrogênio) que são extremamente tóxicos, com isso, nas últimas décadas vem se buscando alternativas propulsivas que possuam baixo impacto ambiental e baixo custo, além de proporcionar maior segurança operacional. Neste contexto, este trabalho apresenta o projeto de um propulsor na faixa de 200N de empuxo, utilizando como base combustíveis verdes para aplicação na transferência de órbita de satélites. Primeiramente foi aplicado os dados do combustível composto por uma mistura de etanol e monoetanolamina e peróxido de hidrogênio à 90% no programa NASA CEA. Com os dados obtidos foram aplicados os equacionamentos para o projeto da câmara de combustão. Foi utilizado um código em Python para o desenvolvimento do contorno da tubeira seguindo a metodologia de Rao. Com o propulsor definido, foram desenvolvidos os injetores centrífugos duais seguindo a teoria de Abramovich, com o auxílio de um código em Matlab. Os injetores foram integrados ao propulsor através de um cabeçote de injeção composto por cinco injetores centrais e oito injetores periféricos responsáveis por criar o filme de resfriamento. O cálculo do sistema térmico do propulsor foi realizado seguindo o princípio de resfriamento radiativo. Com os dados obtidos, foi definido a liga de Nióbio C-103 como o material de construção por apresentar as resistências térmicas e mecânicas necessárias para a aplicação.

**Palavras-chave:** Propulsor bipropelente; Combustíveis verdes; Propulsão de satélites; Projeto de sistemas de propulsão.



## ABSTRACT

The displacement of a space vehicle occurs through the propulsion system. In satellites, this system is responsible for injection, transfer, orbit maintenance and attitude control. Among the various fuel sources, satellites that use chemical fuels as a source of propulsion have as one of the main sources the pair MMH (monomethylhydrazine) and NTO (nitrogen tetroxide) which are extremely toxic. In recent decades it has been seeking propulsive alternatives that have low environmental impact and low cost, besides providing greater operational safety. In this context, this work presents the design of a propulsor engine in the 200N thrust range, using as a base green fuels for application in the transfer of satellite orbit. First, fuel data composed of a mixture of ethanol and monoethanolamine and hydrogen peroxide at 90% of concentration was applied in the NASA CEA program. With the obtained data, the equations were applied to the combustion chamber design. A Python code was used to develop the contour of the nozzle following Rao's methodology. With the engine defined, the duals centrifugal injectors were developed following Abramovich's theory, with the aid of a code in Matlab. The injectors were integrated into the propulsor through an injection head composed of five central injectors and eight peripheral injectors responsible for creating the cooling film. The calculation of the thermal system of the propulsor was performed following the principle of radiative cooling. With the data obtained, niobium c-103 alloy was defined as the building material because it presented the thermal and mechanical resistances necessary for the application.

**Keywords:** Bipropellant propulsor; Green propellant; Satellite propulsion; Propulsion systems design.

## LISTA DE FIGURAS

Figura 1: Classes de dispositivos de propulsão em motores foguete .....	35
Figura 2: Configuração de um propulsor eletrotérmico arcjet .....	38
Figura 3: Distribuição de pressão em um motor foguete. ....	42
Figura 4: Manobras de transferência. (a) Transferência de Hohmann, (b) Transferência por propulsão química de baixo empuxo e (c) Transferência por propulsão elétrica.....	48
Figura 5: Formas de construção de vasos de pressão .....	58
Figura 6: Tipos de tampos utilizados em vasos de pressão .....	59
Figura 7: Fatores de junção dos tampos planos.....	61
Figura 8: Diagrama de um nozzle De Laval.....	62
Figura 9: (a) Medidas do Shape; (b) curvas de eficiência conforme a variação do semiângulo (c) geometria da região divergente.....	63
Figura 10: Tipos de injetores.....	65
Figura 11: Injetor centrífugo dual .....	67
Figura 12: Processo iterativo de cálculo das câmaras primária e secundária de um injetor centrífugo .....	68
Figura 13: Esquema de sistema de refrigeração.....	69
Figura 14: Esquema do resfriamento por radiação.....	70
Figura 15: Impulso específico e Temperatura do combustível selecionado .....	74
Figura 16: Parâmetros dimensionais do contorno da câmara de combustão.....	78
Figura 17: Tensão de trabalho vs temperatura de trabalho .....	80
Figura 18: Esquema do sistema de resfriamento por radiação .....	82
Figura 19: Emissividade do CO <sub>2</sub> .....	83
Figura 20: Emissividade do vapor da água .....	84
Figura 21: Parâmetro $\beta\rho_{H2O}$ versus $\log(\rho_{H2O} * lr)$ .....	85
Figura 22: Desenho esquemático de um injetor centrífugo tangencial bipropelente .....	87
Figura 23: Parâmetros dimensionais da tubeira .....	91
Figura 24: Comparação entre o MMH e o combustível verde .....	94
Figura 25: Resultado do programa de contorno de tubeira .....	96
Figura 26: Representação do motor foguete desenvolvido .....	97

Figura 27: Cabeçote injetor .....	98
Figura 28: Modelagem dos injetores periféricos de combustível.....	102
Figura 29: Modelagem da câmara primária dos injetores centrais.....	102
Figura 30: Modelagem da câmara secundária dos injetores centrais .....	103
Figura 31: Montagem das câmaras primária e secundária dos injetores bipropelentes centrais.....	103
Figura 32: Representação do cabeçote de injeção do propulsor (vista em corte) ....	104
Figura 33: Representação do cabeçote de injeção do propulsor (vista explodida) ..	105
Figura 34: Distribuição do fluxo de calor por radiação ao longo do propulsor .....	107

## LISTA DE QUADROS

Quadro 1: Exemplos de veículos e propulsores .....	49
Quadro 2: Influência das propriedades no momento da atomização.....	66

## LISTA DE TABELAS

Tabela 1: Fontes de energia para diferentes sistemas propulsivos.....	34
Tabela 2: Comparação de impulso específico (Isp), velocidade de saída dos gases de exaustão (Ve), fluxo de massa no bocal (m <sup>3</sup> ) e potência de entrada em kW.....	40
Tabela 3: Tipos de mistura de acordo com a razão de equivalência.....	45
Tabela 4: Parâmetros iniciais de entrada no software CEA-NASA.....	73
Tabela 5: Propelentes utilizados para análise.....	74
Tabela 6: Propriedades do material escolhido para a construção.....	75
Tabela 7: Parâmetros de propulsão obtidos pelo CEA-NASA.....	93
Tabela 8: Dados de comparação dos propelentes analisados.....	94
Tabela 9: Dimensões do propulsor.....	95
Tabela 10: Coordenadas do contorno da tubeira.....	96
Tabela 11: Dados de entrada do injetor periférico.....	99
Tabela 12: Dimensões dos injetores periféricos.....	99
Tabela 13: Dados de entrada da câmara primária.....	100
Tabela 14: Dimensões da câmara primária dos injetores centrífugos centrais.....	100
Tabela 15: Dados de entrada da câmara secundária.....	101
Tabela 16: Dimensões da câmara secundária dos injetores centrífugos centrais.....	101
Tabela 17: Cálculos térmicos do propulsor.....	106

## LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

INPE – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais

SSR - Satélite de Sensoriamento Remoto

SCD - Satélite de Coleta de Dados

PMM - Plataforma Multimissão

BTSA - Banco de Testes com Simulação de Altitude

MMH - monometil-hidrazina

UDMH - dimetilhidrazina assimétrica

GEO - *Geostationary Earth Orbit*

LEO - *Low Earth Orbit*

NTO - tetróxido de nitrogênio

PMTA - pressão máxima de trabalho admissível

## SUMÁRIO

<b>1</b>	<b>INTRODUÇÃO .....</b>	<b>30</b>
1.1	OBJETIVOS .....	32
1.1.1	<b>Objetivo Geral.....</b>	<b>32</b>
1.1.2	<b>Objetivos Específicos .....</b>	<b>32</b>
<b>2</b>	<b>REVISÃO BIBLIOGRÁFICA .....</b>	<b>33</b>
2.1	CLASSIFICAÇÃO DOS SISTEMAS DE PROPULSÃO .....	33
2.2	PROPULSÃO TÉRMICA .....	35
<b>2.1.1</b>	<b>Propulsão líquida.....</b>	<b>35</b>
<b>2.1.2</b>	<b>Propulsão sólida.....</b>	<b>37</b>
2.3	PROPULSÃO ELÉTRICA.....	37
<b>2.3.1</b>	<b>Propulsores eletrotérmicos .....</b>	<b>38</b>
<b>2.3.2</b>	<b>Propulsores eletroestáticos.....</b>	<b>38</b>
<b>2.3.3</b>	<b>Propulsores eletromagnéticos .....</b>	<b>39</b>
2.4	DEFINIÇÕES EM UM SISTEMA DE PROPULSÃO.....	39
<b>2.4.1</b>	<b>Equação do Empuxo.....</b>	<b>41</b>
<b>2.4.2</b>	<b>Razão de mistura .....</b>	<b>44</b>
<b>2.4.3</b>	<b>Atraso de ignição .....</b>	<b>46</b>
2.5	APLICAÇÃO DA PROPULSÃO LÍQUIDA EM SATÉLITES .....	46
<b>2.5.1</b>	<b>Seleção de Propelentes Líquidos .....</b>	<b>51</b>
<b>2.5.1.1</b>	<b><i>Fatores Econômicos .....</i></b>	<b>52</b>
<b>2.5.1.2</b>	<b><i>Performance dos Propelentes .....</i></b>	<b>52</b>
<b>2.5.1.3</b>	<b><i>Riscos Físicos.....</i></b>	<b>52</b>
<b>2.5.1.4</b>	<b><i>Propriedades Físicas Desejadas .....</i></b>	<b>53</b>
<b>2.5.1.5</b>	<b><i>Ignição .....</i></b>	<b>55</b>

<b>2.5.2</b>	<b>Propelentes verdes</b> .....	<b>56</b>
2.6	DEMAIS ASPECTOS DO PROJETO .....	58
<b>2.6.1</b>	<b>Armazenagem dos propelentes</b> .....	<b>58</b>
<b>2.6.2</b>	<b>Nozzle</b> .....	<b>61</b>
<b>2.6.3</b>	<b>Injetor</b> .....	<b>64</b>
<b>2.6.3.1</b>	<b>Atomização e Pulverização</b> .....	<b>64</b>
<b>2.6.3.2</b>	<b>Projeto de injetores centrífugos duais</b> .....	<b>67</b>
<b>2.6.4</b>	<b>Resfriamento da parede da câmara de combustão</b> .....	<b>69</b>
2.7	CONSIDERAÇÕES FINAIS DA REVISÃO BIBLIOGRÁFICA .....	71
<b>3</b>	<b>MATERIAIS E MÉTODOS</b> .....	<b>72</b>
3.1	SELEÇÃO DOS PROPELENTES LÍQUIDOS .....	72
3.2	ANÁLISE DO PROPELENTE E PARÂMETROS INICIAIS DO PROJETO ....	73
3.3	DIMENSIONAMENTO DA CÂMARA DE COMBUSTÃO .....	76
<b>3.3.1</b>	<b>Espessura da parede da câmara de combustão</b> .....	<b>80</b>
3.4	SISTEMA DE RESFRIAMENTO .....	81
<b>3.4.1</b>	<b>Transferência de calor por radiação</b> .....	<b>82</b>
<b>3.4.2</b>	<b>Transferência de calor por convecção</b> .....	<b>86</b>
3.5	PROJETO DO SISTEMA DE INJEÇÃO .....	87
3.6	DIMENSIONAMENTO DA TUBEIRA (NOZZLE) .....	91
<b>4</b>	<b>RESULTADOS E DISCUSSÕES</b> .....	<b>93</b>
4.1	ANÁLISE DOS PROPELENTES .....	93
4.2	DIMENSIONAMENTO DO PROPULSOR.....	95
<b>4.2.1</b>	<b>Dimensionamento dos injetores</b> .....	<b>97</b>
4.3	SISTEMA DE RESFRIAMENTO .....	106
<b>5</b>	<b>CONCLUSÃO</b> .....	<b>108</b>
	<b>REFERÊNCIAS</b> .....	<b>110</b>



<b>APÊNDICE A – Código para contorno da tubeira .....</b>	<b>114</b>
<b>APÊNDICE B – Código de projeto de injetor .....</b>	<b>122</b>
<b>APÊNDICE C – Dados CEA-NASA .....</b>	<b>128</b>
<b>APÊNDICE D – Cálculos de dimensionamento da câmara de combustão ..</b>	<b>129</b>
<b>APÊNDICE E – Cálculos de dimensionamento da tubeira .....</b>	<b>132</b>
<b>APÊNDICE F – Cálculos do sistema de resfriamento .....</b>	<b>133</b>
<b>APÊNDICE G – Desenhos esquemáticos do projeto .....</b>	<b>137</b>

## 1 INTRODUÇÃO

O Programa Aeroespacial Brasileiro teve início na década de 1960, tendo o seu primeiro foguete, conhecido como Sonda I, seguido pelo Sonda II lançados em 1967 e 1970 respectivamente. Ainda na década de 1970, foi instituído o Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), com a missão de desenvolver pesquisas que envolvessem as áreas espaciais e de ciências atmosféricas. Neste período, foi constituído um acorde de compra de tecnologia com o objetivo de desenvolver foguetes de sondagem, o que permitiu a continuidade dos projetos do foguete Sonda II e posteriormente o Sonda III, o qual foi responsável por levar diversos experimentos do INPE em missões espaciais (ANTUNES, 2016; PALMÉRIO, 2017).

Os projetos de satélites brasileiros tiveram início na década de 1970, com o projeto do Satélite de Sensoriamento Remoto (SSR) e o Satélite de Coleta de Dados (SCD). O projeto SSR-1 evoluiu para o projeto do Satélite Amazônia-1, construído através da Plataforma Multimissão (PMM), que é uma plataforma capaz de se adaptar aos diferentes objetivos de uma missão, podendo assim reduzir os custos dos projetos devido sua possibilidade de permitir a construção de diversos tipos de satélites. O SCD-1 é considerado o primeiro satélite desenvolvido pelo INPE. Em operação desde 1993 até os dias atuais, ele é responsável pela retransmissão de informações ambientais que permitem o monitoramento de meteorologia, bacias hidrográficas, possíveis desastres naturais, entre outras funções (DE; OLIVEIRA, 2017).

O Brasil sofre uma série de desvantagens no setor aeroespacial, devido à complexidade da construção de foguetes e satélites. Além disto, o controle da tecnologia aeroespacial por países que apresentam maior desenvolvimento no setor acaba por dificultar o desenvolvimento brasileiro, que apresenta-se como um competidor internacional de baixa importância, devido a carência de coordenação gerencial, instrumentação, indústrias voltadas ao segmento e orçamento (GAIOSKI, 2012).

Para se desenvolver um satélite ou foguete, são necessários diversos conhecimentos técnicos e científicos, o que ressalta a importância da pesquisa e projetos no setor aeroespacial. Quando observamos um veículo espacial, um dos seus sistemas fundamentais é o sistema de propulsão, que é responsável por gerar o empuxo e assim o deslocamento do veículo. Esse sistema pode ser projetado para diversos tipos de aplicação, dependendo do requisito da missão a qual o veículo irá participar.

A aplicação do sistema propulsivo em satélites é voltada para a injeção, transferência, manutenção de órbitas e controle de atitude. Dependendo para qual o sistema foi projetado, o mesmo pode ser classificado em sistemas de propulsão elétrica, a gás frio, propelentes sólidos, monopropelentes e bipropelentes líquidos (SALLES; SERRA JR, 2008).

No desenvolvimento do propulsor de um satélite, uma das etapas de grande importância é o teste do mesmo. Para que se possa realizar este teste, no Brasil o INPE possui o Banco de Testes com Simulação de Altitude (BTSA), que é um banco de testes único na América Latina, sendo possível testar e qualificar propulsores que serão utilizados em diversas manobras espaciais necessárias para que se posicione e mantenha os satélites em órbita. Os propulsores testados no BTSA são os propulsores monopropelentes e bipropelentes líquidos, nos quais os monopropelentes utilizam a hidrazina anidra como combustível, na qual é decomposta através de um leito catalítico, e os gases provenientes desta decomposição, geram o empuxo. Nos sistemas bipropelentes, utiliza-se o monometil-hidrazina (MMH) ou a dimetilhidrazina assimétrica (UDMH) como combustível e um oxidante, geralmente o tetróxido de nitrogênio, para se formar um par hipergólico, sendo utilizados na maior parte das missões espaciais de satélites brasileiros (DE; OLIVEIRA, 2017; INPE, 2018; SALLES; SERRA JR, 2008).

Apesar destes combustíveis serem confiáveis, os mesmos são altamente tóxicos e corrosivos, o que eleva consideravelmente os custos de projeto e operação de um sistema. Devido esta toxicidade, a comunidade aeroespacial vem buscando combustíveis alternativos, conhecidos como combustíveis verdes, que permitam uma abordagem mais ecológica e segura para quem manipula.

Além da segurança na manipulação, o combustível verde possui menor custo de produção e operacional, o que simplifica o projeto e estimula o setor aeroespacial a se desenvolver. Dos combustíveis estudados, o Etanol surge como uma alternativa, e devido à alta capacidade de produção no Brasil proveniente do setor sucroalcooleiro, a oportunidade de crescimento do setor aeroespacial passa a ser mais factível (VASQUES; SOUZA, 2008).

Para um propulsor utilizar um combustível verde em seu potencial ideal, é necessário um projeto bem definido, no qual são levantados todos os requisitos do sistema, dimensionados todos os componentes necessários entre outros fatores que impactam diretamente a performance do propulsor. Com este projeto bem estruturado, o Brasil pode se destacar no desenvolvimento propulsivo de satélites, adentrando no mercado internacional como um competidor mais ativo e alinhado com as estratégias ecológicas e econômicas mundiais.

Este trabalho traz um projeto de propulsor bipropelente para satélite que utiliza os combustíveis verdes como base, abordando os aspectos construtivos e suas peculiaridades para que se desenvolva um projeto robusto e que contribua para o desenvolvimento do setor aeroespacial.

## 1.1 OBJETIVOS

Nas seções abaixo estão descritos o objetivo geral e os objetivos específicos deste TCC.

### 1.1.1 Objetivo Geral

Projetar um propulsor bipropelente na faixa de 200N de empuxo, utilizando combustíveis verdes para aplicação na transferência de órbita de satélites.

### 1.1.2 Objetivos Específicos

- Definir os propelentes utilizados no propulsor;
- Definir a pressão de trabalho da câmara de combustão;
- Realizar o cálculo teórico dos parâmetros de funcionamento do propulsor;
- Realizar o cálculo de fluxo de massa para definição de características geométricas;
- Definir as características geométricas do propulsor;
- Projetar o modelo de injeção dos propelentes;
- Projetar a câmara de combustão do propulsor;
- Projetar e dimensionar a tubeira;
- Realizar o cálculo de fluxo de calor convectivo e radiativo ao longo do propulsor;
- Especificar os materiais de construção do propulsor;

## 2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Nesta seção serão abordados conceitos fundamentais que descrevem o funcionamento de um propulsor, bem como os critérios de seleção dos parâmetros de projeto aos quais serão utilizados no desenvolvimento deste trabalho.

### 2.1 CLASSIFICAÇÃO DOS SISTEMAS DE PROPULSÃO

A propulsão é o ato de alterar o movimento de um corpo mediante uma força que incide sobre o mesmo, que está inicialmente em repouso, alterando sua velocidade através da ejeção de matéria. Essa classificação pode ser descrita como propulsão a jato (SUTTON; BIBLARZ, 2017).

A propulsão a jato apresenta diversas classes, entre elas a propulsão do tipo motor foguete, a propulsão do tipo duto e os propulsores *air-breathing engines*. No motor do tipo foguete, a matéria que será ejetada a fim de se produzir o empuxo estará armazenada no próprio dispositivo. Na propulsão do tipo duto, que engloba os motores do tipo turbojet, ramjet, scranjet e nos propulsores que são conhecidos como *air-breathing engines*, utiliza-se o ar como fluido de trabalho com algum combustível armazenado em sua estrutura, logo não é necessário armazenar o oxidante (DE; OLIVEIRA, 2017).

A fonte energética mais utilizada na propulsão de foguetes é a energia térmica proveniente de reações químicas envolvidas nos processos de combustão ou por meio de eletricidade. Dependendo do tipo de missão e aplicação do motor foguete, será necessária a escolha de diferentes fontes energéticas. De acordo com a Tabela 1, há diversas fontes de energia para os sistemas de propulsão existentes. Os mais utilizados são o turbo jato e ramjet para as propulsões do tipo duto e a propulsão química e elétrica nos motores foguete (SUTTON; BIBLARZ, 2017).

Tabela 1: Fontes de energia para diferentes sistemas propulsivos

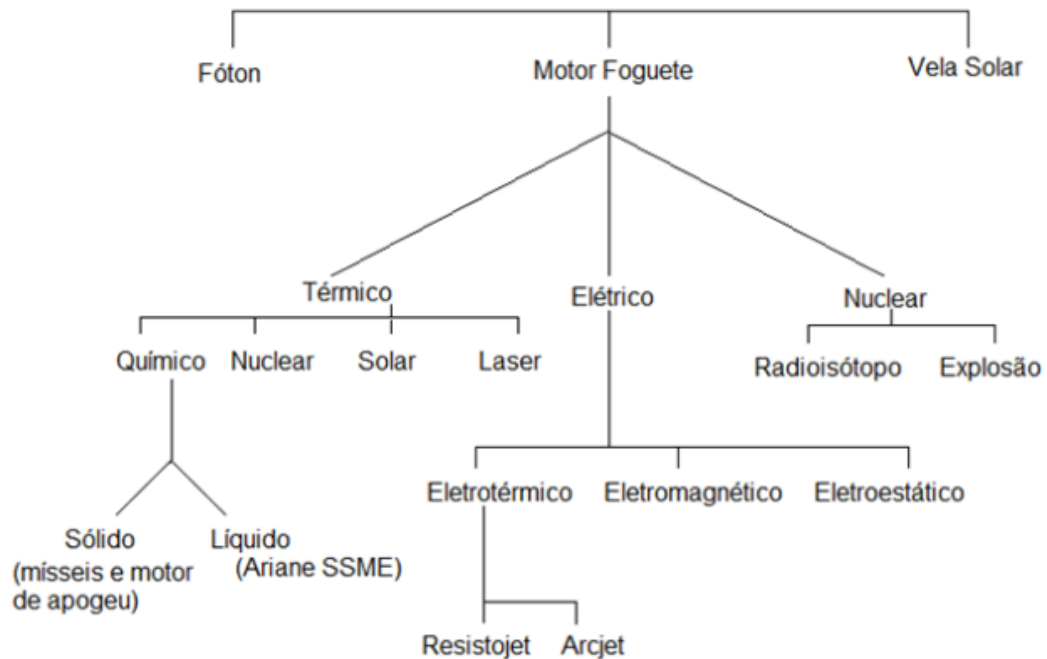
Dispositivo de propulsão	Fonte de Energia			Propelente ou Fluido de Trabalho
	Química	Nuclear	Solar	
Turbojato	D/P			Combustível + ar
Turbo-ramjet	TFD			Combustível + ar
Ramjet (combustível de hidrocarbonetos)	D/P	TFD		Combustível + ar
Ramjet (H <sub>2</sub> resfriado)	TFD			Hidrogênio + ar
Motor foguete (químico)	D/P	TFD		Propelente armazenado
Motor foguete com duto	TFD			Combustível sólido armazenado + ar entorno
Motor foquete (elétrico)	D/P		D/P	Propelente armazenado
Motor foguete (fissão nuclear)		TFD		H <sub>2</sub> armazenado
Motor foguete (aquecimento solar)			TFD	H <sub>2</sub> armazenado
Motor foguete (fóton)		TFDN		Ejeção de fótons
Vela solar			TFD	Reflexão de fótons

D/P: desenvolvido e/ou considerado praticável; TFD: viabilidade técnica demonstrada, mas desenvolvimento incompleto; TFND: viabilidade técnica ainda não foi demonstrada

Fonte: adaptado de (SUTTON; BIBLARZ, 2017) pág 2.

A **Erro! Fonte de referência não encontrada.** retrata com maior especificação os tipos de propulsão que se encontram na classe de motor foguete.

Figura 1: Classes de dispositivos de propulsão em motores foguete



Fonte: adaptado de (DE; OLIVEIRA, 2017).

## 2.2 PROPULSÃO TÉRMICA

A propulsão térmica é um dos resultados dos processos químicos que ocorrem em um foguete, a qual é conhecida como *Chemical Rocket Propulsion*. Em uma reação de combustão, a energia liberada em alta pressão devido a mistura entre um combustível e oxidante, aquece os gases provenientes do processo a temperaturas muito elevadas. Estes gases passam por um processo de expansão em um bocal supersônico, o que os fazem atingir altas velocidades. Na propulsão química o estado físico dos propelentes podem se separar em líquido e sólido (SUTTON; BIBLARZ, 2017).

### 2.1.1 Propulsão líquida

Para se utilizar a propulsão líquida, geralmente é necessário a estocagem do propelente em tanques de alta pressão, juntamente com turbo bombas ou gases pressurizados para se manter o fluxo constante e condições de pressão na câmara de combustão (CANNON, 2010; DE; OLIVEIRA, 2017). O sistema de pressurização compreende todos os elementos do motor

foguete, com exceção da câmara de combustão e os sistemas de controle. Os itens que o compõem são os tanques, linhas de alimentação, válvulas e demais sistemas de pressurização. Os sistemas podem ainda se dividir em sistema alimentado por pressão ou sistema alimentado por bomba, no qual o sistema por pressão utiliza tanques com gases pressurizados que alimentam a câmara de combustão. Esse sistema é utilizado em propulsões no espaço e propulsores auxiliares, como correção de órbita e atitude em satélites, pois demandam pressões menores e baixas quantidades de propelente. Para aplicações que envolvam alta pressão e alto desempenho, utiliza-se o sistema alimentado por turbo bomba, com objetivo de bombear os propelentes (CANNON, 2010).

Os sistemas de motores foguetes que utilizam propulsão líquida possuem maior precisão e desempenho em relação aos de propulsão sólida. Na propulsão líquida pode-se encontrar a seguinte classificação:

a) Monopropelente

O monopropelente é um único propelente líquido proveniente de uma mistura homogênea ou heterogênea de substâncias puramente combustíveis e oxidantes ou uma substância que contenha agentes combustíveis ou oxidantes. Os monopropelentes são estáveis em condições atmosféricas e necessitam de uma catálise para se decompor exotermicamente. Normalmente são utilizados em fonte secundária de energia em motores foguetes devido ao baixo desempenho, como por exemplo em controle de atitude em satélites e rolamento em veículos lançadores. Seu impulso específico é menor comparado aos bipropelentes, como também possuem menor perda ao serem operados em modo pulsado (VASQUES; SOUZA, 2008).

b) Bipropelente

Bipropelentes são a combinação de dois propelentes diferentes, um combustível e um oxidante que são armazenados separadamente e são misturados apenas na câmara de combustão. Devido seu alto desempenho, a maior parte dos motores foguetes utilizam os bipropelentes como fornecedores principais de empuxo. Os bipropelentes podem ser classificados como hipergólicos, ou seja, entram em combustão quando colocados em contato, o que permite a ausência de um sistema ignitor, embora o risco de explosões no sistema seja maior, ou não hipergólicos, os quais necessitam de ignitores para se iniciar a combustão, como



velas de centelha elétrica, ignitores pirotécnicos e substâncias que transformem o par não hipergólico em uma reação hipergólica na câmara de combustão (VASQUES; SOUZA, 2008).

#### c) Criogênicos

Os propelentes criogênicos são fluidos que possuem baixo ponto de ebulição em pressão ambiente, assim, necessitam de baixa temperatura para se manterem liquefeitos. Exigem reservatórios com ótimo isolamento térmico e sistema de ventilação para exaustão de gases gerados. São propelentes de difícil manuseio, que necessitam de equipamentos específicos devido a sensibilidade do propelente à umidade do ar, que ao sofrer o contato com pequenas quantidades do mesmo pode resultar no comprometimento dos componentes do sistema (VASQUES; SOUZA, 2008).

#### d) Estocáveis

São propelentes estáveis em uma ampla faixa de temperatura, pressão e em condições ambiente, possuindo também baixa reatividade aos materiais empregados na construção dos reservatórios, permitindo sua armazenagem por longos períodos. São preferíveis em missões de longa duração (VASQUES; SOUZA, 2008).

### 2.1.2 Propulsão sólida

Propelentes sólidos são uma mistura de compostos oxidantes e redutores de forma complexa e estável (BALDISSERA *et al.*, 2016). Essa carga propulsora é armazenada dentro da própria câmara de combustão e é chamada de grão. Uma vez que ocorre a ignição desta carga, a queima ocorre suavemente e a uma taxa pré-determinada, não podendo ser interrompida até a queima total do propelente. O gás quente gerado pela combustão flui em direção ao bocal supersônico a fim de se transmitir o empuxo (DE; OLIVEIRA, 2017).

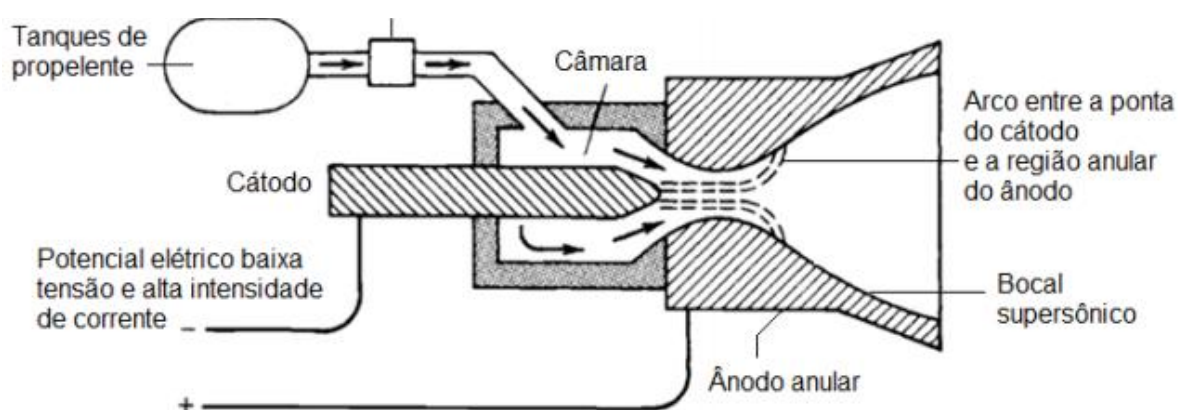
## 2.3 PROPULSÃO ELÉTRICA

A propulsão elétrica é uma forma de propulsão muito utilizada em sonda e satélites de missões *deep-space*. Elas podem se dividir em 3 classes: eletrotérmicos, eletroestáticos e eletromagnéticos (DE; OLIVEIRA, 2017; SUTTON; BIBLARZ, 2017).

### 2.3.1 Propulsores eletrotérmicos

O propelente presente nesse tipo de propulsor é aquecido eletricamente até atingir o estado de plasma, que é expandido termodinamicamente através do bocal supersônico. Os principais modelos existentes são o arcjet e o resistojet. As faixas de empuxo que podem ser obtidas neste modelo variam de 0,01 N a 0,5 N, atingindo velocidades de escape de 1000 a 5000 m/s (DE; OLIVEIRA, 2017). A Figura 2, adaptada de (SUTTON; BIBLARZ, 2017), mostra o funcionamento de um propulsor arcjet.

Figura 2: Configuração de um propulsor eletrotérmico arcjet



Fonte: Adaptado de (SUTTON; BIBLARZ, 2017) pág 12.

### 2.3.2 Propulsores eletroestáticos

O propulsor eletroestático é um tipo de propulsor que utiliza a aceleração dos íons por meio de campos eletrostáticos para se gerar o empuxo sem que haja a necessidade de um bocal supersônico. Os íons são gerados em uma região com potencial de carga de alto valor positivo, ao oposto do potencial de carga da grade do acelerador, que possui valores negativos. Isso gera uma atração dos íons em direção à grade do acelerador, semelhante ao funcionamento de um ímã. Os íons, ao serem induzidos para fora da câmara, geram jatos, que expelidos em grande quantidade são denominados feixe de íons. O conjunto desses feixes geram o empuxo observado neste tipo de propulsor. Ao se alterar a tensão do sistema, impacta-se diretamente a

velocidade de exaustão do feixe de íons, e conseqüentemente a velocidade máxima do propulsor (DE; OLIVEIRA, 2017).

### 2.3.3 Propulsores eletromagnéticos

Nos propulsores eletromagnéticos a força de Lorentz, conforme demonstrada na equação (1), é a força predominante na geração de empuxo devido a interação de campos elétricos e magnéticos internamente de um plasma.

$$\vec{F} = q(\vec{E} + \vec{V} \times \vec{B}) \quad (1)$$

A equação é composta por uma carga elétrica  $q$ , o vetor campo elétrico  $E$ , um vetor velocidade  $V$  o vetor do campo magnético  $B$ . Ao analisar a força de Lorentz, pode-se destacar 3 situações. Na primeira, ocorre a relação entre os campos resulta em um campo magnético uniforme e um campo elétrico nulo. A segunda situação apresenta os campos magnético e elétrico uniformes, e na terceira o campo magnético passa a ser constante no tempo. Em um propulsor eletromagnético, o motor pode utilizar alguns gases como o xênon, hidrogênio ou argônio, que são injetados em uma câmara rodeada de ímãs e uma série de dois acopladores de ondas rádio frequência. Estes acopladores tornam o gás presente em um plasma superaquecido que é convertido pelo bocal supersônico em um jato direcionado resultando em um movimento linear (DE; OLIVEIRA, 2017).

## 2.4 DEFINIÇÕES EM UM SISTEMA DE PROPULSÃO

Para se entender o funcionamento de um motor foguete, é necessário o entendimento de alguns conceitos, entre eles o impulso total  $I_t$  que é fornecido pelo motor. Quando se avalia um motor foguete, o dado mais completo para o cálculo do apogeu e da velocidade de escape é o impulso total, pois em comparação com o empuxo gerado, o impulso apresenta dados mais completos. Para se obter o impulso total, integra-se a força  $F$  gerada pelo motor durante o tempo em que o mesmo estiver em funcionamento (RIBEIRO, 2013).

$$I_t = \int_0^t F dt \quad (2)$$

O impulso gerado é proporcional à energia liberada durante a combustão do propelente e assim, não irá variar ao final de cada operação do motor. Ao definir o impulso, é possível definir um parâmetro de análise do desempenho do sistema de propulsão, chamada impulso específico  $I_s$ . Este parâmetro é representado pela quantidade de impulso gerado por unidade de peso do propelente. Logo:

$$I_s = \frac{\int_0^t F dt}{g_0 \int \dot{m} dt} \quad (3)$$

onde  $\dot{m}$  é a vazão mássica do propelente,  $F$  a força gerada pelo motor, e  $g_0$  a força gravitacional inicial. O impulso específico possui como unidade o segundo, s, e ao obtermos seu valor elevado, melhor será o desempenho do sistema de propulsão. Obtendo a solução da equação (3), pode-se adquirir a equação que representa o impulso específico para os valores médios ou totais de funcionamento de um motor tendo  $I_t$  como impulso total, e  $m_p$  a massa do propelente (RIBEIRO, 2013).

$$I_{sp} = \frac{I_t}{g_0 m_p} \quad (4)$$

A Tabela 2 exemplifica valores típicos de impulso específico para diferentes modelos de propulsão por motor-foguete.

Tabela 2: Comparação de impulso específico ( $I_{sp}$ ), velocidade de saída dos gases de exaustão ( $V_e$ ), fluxo de massa no bocal ( $\dot{m}$ ) e potência de entrada em kW.

Tipo de Propulsão	$I_{sp}$ [s]	$V_e$ [m/s]	$\dot{m}$ [kg/s]	Potência de entrada [kW]
Química	300	2940	0,0340	294
Nuclear	800	7840	0,0128	787
Eletrotérmica (Arcjet)	600	5880	0,0170	588
Eletoestática (Íon)	2000	19600	0,0051	1959

Fonte: adaptado de (SUTTON; BIBLARZ, 2017) pág 39.

### 2.4.1 Equação do Empuxo

O empuxo é a força de reação que é produzida por um sistema propulsivo sob um veículo, devido a ejeção de massa a alta velocidade. Os fluxos de gases quentes provenientes da combustão podem ser considerados como a ejeção de pequenas quantidades de massa a uma alta velocidade  $v_e$  em relação a um veículo que possui uma massa  $m_v$  em movimento a uma determinada velocidade  $u$ . O momento, força e velocidade gerados podem ser considerados vetores. Ao considerar um sistema onde apenas uma partícula de gás  $\Delta m$  é ejetada por vez pode-se definir o momento como:

$$M = m_v u = \Delta m(u - v_e) \quad (5)$$

Ao derivar a equação, obtêm-se uma aproximação de um fluxo de gás constante, o que se iguala à taxa de decrescimento da massa  $m_v$  do veículo. A velocidade de exaustão  $v_e$  é constante e sua derivada no tempo igual à zero, e como  $\Delta m$  é uma medida extremamente pequena, se aproximando de zero, obtemos:

$$m_v \frac{du}{dt} = - \frac{dm}{dt} v_e \quad (6)$$

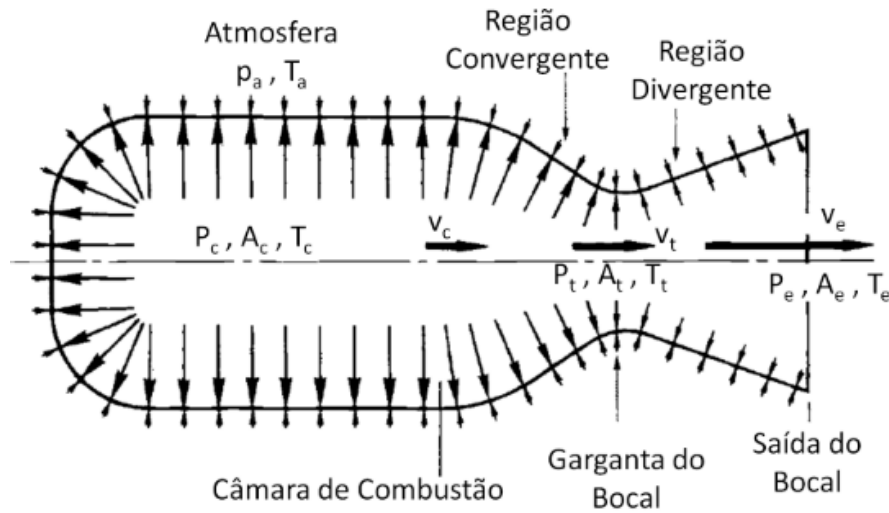
O termo à direita representa a força resultante ( $N_f$ ) que age sobre o fluido que ao ser integrado sobre o volume de controle obtêm-se:

$$N_f = - \frac{dm}{dt} v_e = m v_e = \frac{w}{g} v_e \quad (7)$$

É possível obter essa força resultante em qualquer motor foguete no vácuo, devido a não variação da velocidade de escape na área do jato. O sinal negativo da equação (6) representa uma diminuição da massa do veículo ou a direção da velocidade em relação à força resultante. A equação (7) demonstra que no vácuo, a força gerada é proporcional à taxa de vazão do propelente e da velocidade de exaustão (HUANG; HUZEL, 1992; RIBEIRO, 2013; SUTTON; BIBLARZ, 2017).

A força resultante é influenciada pela pressão ambiente. Em um propulsor, a pressão interna e externa age de forma uniforme por toda a superfície, sendo a pressão interna proveniente da expansão dos gases quentes de combustão (Figura 3).

Figura 3: Distribuição de pressão em um motor foguete.



Fonte: Adaptado de (HUANG; HUZEL, 1992) pág 5.

Integrando todas as pressões que agem sobre as áreas que podem ser projetadas em um plano normal ao eixo do bocal do motor, pode-se determinar a força resultante axial. As forças que se encontram radialmente acabam por não influenciar na força resultante axial devido a simetria axial do foguete (HUANG; HUZEL, 1992).

Devido a diferença de pressão atmosférica ( $P_a$ ) e a pressão local ( $P_e$ ) na saída do bocal, a força resultante de um motor foguete funcionando em uma atmosfera homogênea, ou seja desconsiderando possíveis efeitos de camada limite, pode ser representada através da integral das pressões do volume de controle, no qual  $A_{tc}$  representa a área da garganta e da câmara de combustão,  $P_{tc}$  as pressões na garganta e câmara de combustão,  $A_e$  a área na saída do bocal,  $\dot{m}$  o fluxo de massa e  $V_e$  a velocidade de exaustão:

$$N_f = \int_{A_{tc}}^0 P_{tc} dA - A_e P_e + A_e P_a = \frac{\dot{m}}{g} V_e \quad (8)$$

Portando a força resultante externa que age sobre o foguete pode ser representada por:

$$F = \frac{\dot{m}}{g} V_e + A_e (P_e - P_a) \quad (9)$$

Este empuxo agindo sobre o veículo é composto por duas variáveis, o momento de empuxo resultante do produto entre a taxa do fluxo de massa do propelente e a velocidade de exaustão do veículo, e a pressão do empuxo resultando do produto da área de seção do jato de exaustão e da diferença de pressão da exaustão e do fluido. Quando a pressão de exaustão for menor que a pressão do fluido, a pressão de empuxo será negativa, o que irá gerar um baixo empuxo. Se a pressão de exaustão for igual à pressão do fluido, a pressão de empuxo será zero e assim o empuxo pode ser representado por:

$$F = \frac{\dot{m}}{g} V_e \quad (10)$$

Este cenário proporciona um empuxo máximo para determinada pressão atmosférica, propelente e pressão na câmara de combustão. O empuxo de um foguete é independente da velocidade de voo conforme demonstrado na equação (11), devido qualquer mudança na pressão do fluido, pode-se afetar a pressão de empuxo, o que resulta em um aumento do empuxo com o aumento de altitude (HUANG; HUZEL, 1992).

$$F = c \frac{\dot{m}}{g} \quad (11)$$

Para se obter a velocidade de exaustão efetiva  $c$ , aplica-se a equação:

$$c = v_e + A_e(p_e - p_a) \left( \frac{g}{\dot{m}} \right) \quad (12)$$

Essa velocidade não será a velocidade do gás, porém quando  $p_e = p_a$ , a velocidade  $c$  irá se tornar igual a  $v_e$  (HUANG; HUZEL, 1992).

A velocidade de saída do bocal pode ser definida a partir da equação de conservação de energia, e ao considerar o fluido em regime permanente, com processo adiabático, energia potencial constante e nenhum trabalho de eixo sendo realizado, obtém-se:

$$h_1 + \frac{v_1^2}{2} = h_2 + \frac{v_2^2}{2} \quad (13)$$

onde  $h_1$  e  $h_2$  representam a altura nos pontos analisados.

Considerando os pontos de análise de velocidade na câmara de combustão como posição 1, que pode ser considerada como um ponto de estagnação, e a saída do bocal como a posição 2, pode-se obter a equação a seguir a partir da definição de entalpia a pressão constante:

$$v_e = \sqrt{2c_p(T_0 - T_e)} \quad (14)$$

Na equação (14) a  $T_0$  é a temperatura de estagnação na câmara de combustão, e  $c_p$  o calor específico à pressão constante. Utilizando a variável dos calores específicos,  $\gamma$ , é possível definir a equação da velocidade  $v_e$  em razão da temperatura de saída  $T_e$ , obtendo-se:

$$v_e = \sqrt{\frac{2\gamma R T_0}{\gamma - 1} \left(1 - \frac{T_e}{T_0}\right)} \quad (15)$$

onde  $R$  é a constante universal dos gases ideais.

Aplicando a definição da constante universal dos gases perfeitos  $R_u$ , é possível definir através da equação (15) a dependência da pressão de saída  $p_e$  através de escoamentos isentrópicos ao invés da dependência pela temperatura de saída. (RIBEIRO, 2013).

$$v_e = \sqrt{\frac{2\gamma R_u T_0}{(\gamma - 1)M} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_0}\right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}}\right]} \quad (16)$$

onde  $M$  é a massa molar dos gases.

#### 2.4.2 Razão de mistura

Os combustíveis quando misturados aos oxidantes podem receber diferentes classificações, sendo elas: razão de mistura, razão O/C e razão de equivalência. A razão de mistura é a relação entre a quantidade de combustível e oxidante conforme definido pela equação 17 (WEBER, 2008).

$$f = \frac{\text{massa do combustível}}{\text{massa do oxidante}} \quad (17)$$



Este conceito em propulsão pode ser definido como razão O/C, que é definido pela razão entre a quantidade de oxidante e a quantidade de combustível na mistura, conforme a equação 18 (WEBER, 2008).

$$R_{O/C} = \frac{m_o}{m_c} \quad (18)$$

Na definição de combustão, uma reação que tem como produto final apenas produtos saturados e inertes é chamada de reação estequiométrica ideal. Logo, não há o excesso de combustível ou oxidante na mistura. Então a mistura estequiométrica é definida pela equação 19 (WEBER, 2008).

$$f_s = \frac{\text{massa de combustível estequiométrica}}{\text{massa de oxidante estequiométrica}} \quad (19)$$

Com estes parâmetros definidos, é possível determinar a razão de equivalência ( $\varphi$ ) que é definido pela equação 20 (MASCHIO, 2017):

$$\varphi = \frac{f}{f_s} \quad (20)$$

A razão de equivalência determina a quantidade de oxidante necessária para a combustão estequiométrica e quantidade real de oxidante que há na mistura, caso se considere uma mesma quantidade de combustível. A tabela abaixo demonstra o tipo de reação de acordo com a razão de equivalência (MASCHIO, 2017).

Tabela 3: Tipos de mistura de acordo com a razão de equivalência

<b>Tipo de reação</b>	
$\varphi < 1$	Mistura pobre (excesso de oxidante)
$\varphi = 1$	Reação estequiométrica
$\varphi > 1$	Mistura rica (excesso de combustível)

Fonte: (MASCHIO, 2017) pág 52.

Quando a razão estequiométrica possui oxidante em excesso, o montante de oxidante que não sofreu a reação, absorve calor dos produtos de combustão, resultando em uma menor temperatura de chama. Se a mistura passa a ser rica em combustível, não haverá oxidante o suficiente para levar o carbono e hidrogênio ao maior estado de oxidação, fazendo com que a

energia liberada pela combustão seja inferior e implicando em uma menor temperatura de chama. Em casos práticos, a temperatura máxima de chama é atingida com razões estequiométricas maiores que 1 (MASCHIO, 2017).

Outro fator que implica no ajuste da razão estequiométrica é a resistência térmica do material utilizado na construção do propulsor, pois com a temperatura que se atinge na combustão, é necessário um ajuste na razão estequiométrica para que se obtenha um auxílio no resfriamento da câmara de combustão. Portanto é importante empregar o uso de um material altamente resistente às condições adversas de temperatura para que se não limite o desempenho do propulsor (MASCHIO, 2017).

### **2.4.3 Atraso de ignição**

O atraso de ignição é definido como o tempo entre o contato de oxidante e combustível e a ignição. Este parâmetro é importante para um sistema propulsivo pois impacta diretamente no desempenho de um propulsor, onde um retardo na ignição pode gerar picos indesejáveis de pressão no sistema e ocasionar explosões (DAVIS; YILMAZ, 2014).

Em sistemas hipergólicos o atraso de ignição consiste de uma complexa interação entre transferência de calor e de massa, juntamente com a cinética da reação de combustão dos elementos envolvidos. Ou seja, o atraso de ignição está dividido entre um atraso físico e um atraso químico. O atraso químico é definido pelo potencial de reação entre o combustível e oxidante. Já o atraso físico, em propulsores líquidos, é atrelado aos processos de atomização e evaporação do propelente. Sendo assim, o atraso de ignição ligado diretamente ao desempenho do sistema de injeção e as propriedades do propelente como viscosidade, tensão superficial e miscibilidade (MASCHIO, 2017).

## **2.5 APLICAÇÃO DA PROPULSÃO LÍQUIDA EM SATÉLITES**

Propulsores bipropelentes na faixa de 200N a 400N de empuxo são constantemente utilizados no controle de rolamento de veículos espaciais que posicionam satélites em sua órbita correta, e em transferência de órbitas do mesmo (DESANTIS, 2016; SALLES; SERRA JR, 2008). A órbita geoestacionária é considerada uma das órbitas mais importantes para o posicionamento de satélites. Conhecida como GEO (*Geostationary Earth Orbit*), é uma órbita

circular acima do plano da linha do Equador, localizada a 35786 km de altitude. Quando um satélite está posicionado nesta órbita, o mesmo passa a girar na mesma direção e velocidade angular da Terra, o que implica que o satélite se encontra parado em relação a um ponto fixo da em relação à mesma (MOTA; HINCKEL, 2014).

Para se colocar um satélite em órbita é necessária a utilização de um foguete multiestágio, que pode entregar sua carga, no caso o satélite, através de uma ascensão direta ou por via de uma órbita de espera. A órbita de espera é classificada como uma órbita baixa, comumente descrita como LEO (*Low Earth Orbit*), que possui uma altitude aproximada de 200 km, estando assim logo acima das camadas mais densas da atmosfera. A órbita de espera permite um aumento da janela de lançamento para uma órbita geoestacionária. O ideal é que a órbita de espera fique no mesmo plano do Equador, resultando assim em uma economia de propelente durante o lançamento. A inclinação da órbita de espera  $i$  irá depender da latitude de lançamento  $\delta$  e do azimute  $A$ , representados na equação abaixo:

$$\cos i = \cos \delta \sin A \quad (21)$$

Portanto, para se obter a menor inclinação possível da órbita de espera é necessário que o foguete seja lançado da posição leste, tendo o valor do azimute  $A=90^\circ$ . Logo a inclinação da órbita nunca terá um valor menor comparado à latitude de lançamento (MOTA; HINCKEL, 2014).

Para se obter a transferência do satélite, é necessário um sistema de propulsão que é considerado como o último estágio do veículo lançador. Essa transferência pode ser classificada em três categorias, sendo elas a Transferência de Hohmann, a transferência por propulsão química de baixo empuxo e a transferência via propulsão elétrica (MOTA; HINCKEL, 2014).

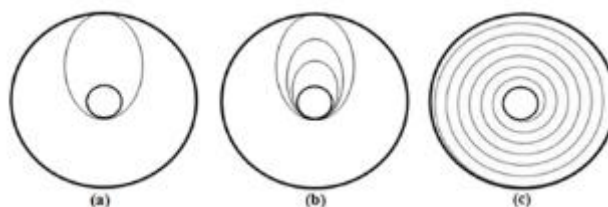
Na Transferência de Hohmann, busca-se transferir o satélite utilizando o menor consumo de energia possível. Logo após o veículo ser adicionado à órbita de espera, ele é induzido a realizar uma órbita elíptica, no qual seu perigeu passa a tangenciar a órbita de espera e o apogeu a tangenciar a órbita final esperada. A manobra utilizada é considerada bi-impulsiva, ou seja, o motor é acionado a fim de transferir o veículo da órbita de espera para a órbita de transferência e, ao atingir o apogeu da órbita de transferência, o motor entrará em funcionamento novamente para realizar a circularização da órbita (MOTA; HINCKEL, 2014).

A propulsão química de baixo empuxo ocorre através da utilização de um motor que realiza uma série de empuxos sobre o perigeu, até que se atinja o raio da órbita final. A partir

do momento que o apogeu for alcançado, os propulsores serão acionados novamente até que ocorra a circulação de órbita. Devido os acionamentos dos propulsores estarem ocorrendo sempre nas proximidades do apogeu e perigeu, a eficiência de consumo acaba se aproximando de uma transferência de Hohmann (LARSON; WERTZ, 1999; MOTA; HINCKEL, 2014).

A propulsão elétrica é o tipo de propulsão que fornece o menor empuxo em comparação as demais, conseqüentemente irá demandar de maior tempo para se atingir a órbita final. A trajetória deste tipo de transferência é uma forma de espiral, ao contrário das outras manobras impulsivas que possuem um perfil elíptico, conforme é possível observar na Figura 4 (MOTA; HINCKEL, 2014).

Figura 4: Manobras de transferência. (a) Transferência de Hohmann, (b) Transferência por propulsão química de baixo empuxo e (c) Transferência por propulsão elétrica.



Fonte: (MOTA; HINCKEL, 2014) pág 2.

A propulsão química é amplamente utilizada em satélites, destacando-se os motores foguete a propelente líquido, conhecidos como MFPL, que armazenam seu propelente em tanques pressurizados, e depois são enviados para a câmara de combustão, onde se gera o processo de liberação de energia termoquímica e por fim empuxo (VASQUES; SOUZA, 2008).

Esses motores apresentam grande versatilidade e alto desempenho, pois podem trabalhar com empuxo variado ente 50 a 130% do empuxo nominal, o que agrega na segurança do veículo espacial e apresenta uma excelente precisão de trajetória e órbita final. Eles podem ser divididos em categorias de aplicação, sendo elas: baixo empuxo ( $< 100\text{N}$ ), pequeno porte ( $< 600\text{N}$ ), médio porte ( $< 100000\text{N}$ ) e grande porte ( $> 100000\text{N}$ ). Os motores a propelente líquido também podem ser monopropelentes ou bipropelentes. No motor monopropelente é comumente utilizado o propelente hidrazina anidra ou o peróxido de hidrogênio, porém, para seu funcionamento é necessário um leito catalítico para se produzir a decomposição do propelente e posteriormente sua combustão. Já os motores bipropelentes são utilizados na obtenção de alto empuxo e maior desempenho, através da utilização de substâncias hipergólicas, que são substâncias capazes de gerar a combustão ao se ter o contato entre combustível e oxidante, sem

a necessidade de um ignitor. Os combustíveis hipergólicos mais utilizados são os pares MMH (monometil hidrazina) e NTO (tetróxido de nitrogênio) ou o UDMH (dimetil-hidrazina assimétrica) e NTO (VASQUES; SOUZA, 2008).

Devido à alta toxicidade e corrosividade dos propelentes hipergólicos convencionais, diversas nações vem demonstrando interesse na pesquisa e desenvolvimento de combustíveis verdes devido as suas características ecológicas, menores custos de produção, e maior segurança na manipulação, proporcionando missões mais estáveis (KANG *et al.*, 2015).

O Quadro 1 demonstra algumas aplicações de sistemas de propulsão, entre elas opções de combustíveis verdes como por exemplo o Xenon, H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>/Isooctane e o LMP-103S (ADN) utilizados em satélites em motores de apogeu líquido, motores de controle de atitude e inserção de órbita (DESANTIS, 2016).

Quadro 1: Exemplos de veículos e propulsores

(continua)

<b>Veículo</b>	<b>Tipo de Propulsão</b>	<b>Propelente</b>	<b>Função</b>	<b>Empuxo [N]</b>	<b>I<sub>sp</sub> [s]</b>
MESSENGER (2004)	Bi-propelente	MON/Hydrazine	Trajectoria e correção inserção de órbita	645	317
Chang' E-2 (2010)	Bi-propelente	MON-1/MMH	Transferência entre órbitas	490	312
TDRS-L (2014)	Bi-propelente	N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> /MMH	Inserção de órbita	490	312
Astra 1KR (2006)	Bi-propelente	MON/Hydrazine	Inserção de órbita	458	324
AEHF (2010)	Bi-propelente	N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> /Hydrazine	Inserção de órbita	440	340
Galaxy 17 (2007)	Bi-propelente	MMH/Hydrazine	Manobras em órbita	420	318
N/A	Bi-propelente	H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> /Isooctane	N/A	220	266

(continuação)

Julius Verne ATV-001 (2008)	Bi-propelente	N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> +MON- 1,3/MMH	Controle de altitude	216	270
OSIRIS-Rex (2016)	Bi-propelente	N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> /MMH	Sistema de controle de reação	200	287
LRO (2009)	Monopropelente	Hydrazine	Inserção lunar	88	205
AEHF (2010)	Monopropelente	Hydrazine	Manutenção de órbita e altitude	23	225
Galaxy 17 (2007)	Bi-propelente	MMH/Hydrazine	Controle e trajetória de órbita e altitude	10	291
OSIRIS-Rex (2016)	Propulsor de Efeito Hall	Xenon	Controle de altitude	1	3000
PRISMA (2010)	Monopropelente	LMP-103S (ADN)	Manobras de encontro e vôo autônomo	1	235
SMART-1 (2003)	Monopropelente	Hydrazine	Controle e trajetória de órbita e altitude	1	220
AEHF (2010)	Monopropelente	Hydrazine	Controle de orientação	0.900	225
Future Systems	Propulsor de Efeito Hall	Xenon	Transferência de órbita/Manutenção de estação	0.8150	2208
AEHF (2010)	Propulsor de Efeito Hall	Xenon	Manutenção de órbita e de estação	0.2270	2000

Multiple	Propulsor de íons	Xenon	Manutenção de órbita e de estação	0.1650	3500
SMART-1 (2003)	Propulsor de Efeito Hall a Plasma	Xenon	Inserção em órbita e manobras	0.0680	1540
ESA: Porba-2 (2009)	Resistojet	Xenon	Manutenção de órbita e de estação	0.0180	48
CMT (2003)	Propulsor de Micro Colóide	Sodium-Iodide/glycerol	Manutenção de órbita e de estação	4,00E-06	200

Fonte: Adaptado de (DESANTIS, 2016) pág 4.

O projeto de um propulsor deve levar em conta a determinação de empuxo, a escolha dos propelentes, a pressão da câmara de combustão, proteção térmica e massa do sistema, o impulso específico proveniente do cálculo termodinâmico referentes as propriedades energéticas dos propelentes, a razão de mistura do combustível e oxidante, seu ambiente de operação e perdas relacionadas aos processos de funcionamento, bem como a confiabilidade do sistema, tempo de operação e facilidade de manufatura (HINCKEL *et al.*, 2002; VASQUES; SOUZA, 2008).

### 2.5.1 Seleção de Propelentes Líquidos

Para a escolha do propelente deve-se levar em conta fatores ecológicos, custo, o desempenho deste, obtido através do impulso específico, sua toxicidade, riscos de explosão, a compatibilidade com os materiais construtivos do propulsor, sua capacidade de estoque, peso específico e infraestrutura necessária para seu armazenamento e alimentação (VASQUES; SOUZA, 2008).

A seleção de um propelente líquido deve levar em conta diversos fatores. Porém como os propelentes atuais não englobam todas as características desejáveis, é necessário que haja a seleção de combinações de propelentes para que se atinja as propriedades listadas a seguir (SUTTON; BIBLARZ, 2017).

### *2.5.1.1 Fatores Econômicos*

Aspectos como a disponibilidade em quantidade e custo baixo são importantes condições durante a escolha de um propelente, no qual deve-se levar em conta todo o valor envolvido no processo de produção, a disponibilidade de equipamentos, e a estocagem do tipo do propelente. A utilização de propelentes tóxicos ou criogênicos, por exemplo, torna o processo mais custoso do que armazenar e utilizar os não-tóxicos, devido à complexidade de operação, maiores restrições de segurança e equipe melhor treinada, o que resulta em maiores investimentos iniciais (SUTTON; BIBLARZ, 2017).

### *2.5.1.2 Performance dos Propelentes*

A performance de um motor foguete é relacionada ao impulso específico, a velocidade de exaustão, velocidade característica e, se necessário, outros parâmetros do motor. Tanto o impulso específico quanto a velocidade de exaustão são funções da razão de pressão, razão de calor específico, temperatura de combustão, razão da mistura, e massa molecular, conforme visto no decorrer deste trabalho. Para se obter uma alta performance, é desejável uma alta liberação de energia química por unidade de mistura do propelente, devido ao fornecimento de alta temperatura que a reação causa na câmara de combustão. Uma massa molecular baixa dos gases produzidos na combustão também é desejável. Este tipo de condição pode ser obtido através da utilização de combustíveis ricos em hidrogênio. Em geral, a melhor razão de mistura para a maioria dos bipropelentes são não estequiométricos ricos em combustível, o que resulta em oxidação completa e maiores temperaturas durante a queima (SUTTON; BIBLARZ, 2017; VASQUES; SOUZA, 2008).

### *2.5.1.3 Riscos Físicos*

Diversos riscos estão envolvidos no manuseio e utilização de propelentes, porém nem todas as combinações de propelentes apresentam estes riscos em sua totalidade. Dentre os tipos de perigo, destacam-se a corrosão, a qual é causada pela reação dos gases expelidos pelo propelente, podendo danificar o seu recipiente e estruturas do motor e veículo. Caso um



propelente esteja contaminado devido sua corrosão, o próprio está inapto ao uso (SUTTON; BIBLARZ, 2017).

Os propelentes também estão sujeitos aos riscos de explosão, ignição espontânea devido ao contato com o ar, riscos tóxicos que podem ocasionar irritações, queimaduras, desintegração celular e desenvolvimento de cânceres. Por essas razões, é extremamente necessário a manipulação apenas por pessoal treinado e especializado, com as devidas precauções em qualquer operação (SUTTON; BIBLARZ, 2017).

#### *2.5.1.4 Propriedades Físicas Desejadas*

Como anteriormente citado, os propelentes requerem propriedades que podem impactar diretamente em seu custo operacional e performance. As características desejáveis de um propelente serão descritas a seguir.

##### *2.5.1.4.1 Baixo ponto de congelamento*

O baixo ponto de congelamento permite que o foguete possa operar em ambientes com baixas temperaturas, sem que seja necessário a presença de sistemas de aquecimento. A adição de depressores do ponto de congelamento permite que se evite a solidificação do propelente quando estocados nos ambientes de baixa temperatura (SUTTON; BIBLARZ, 2017; VASQUES; SOUZA, 2008).

##### *2.5.1.4.2 Alta gravidade específica*

Propelentes densos resultam em uma grande massa para ser estocada em um determinado volume. Como alternativa, dada uma massa, é possível estocar esse propelente em tanques menores e conseqüentemente diminuir a massa do veículo, e seu arrasto aerodinâmico, aumentando a performance de voo. A gravidade específica do propelente possui um efeito direto à velocidade de voo e a distância que um foguete pode alcançar. A equação 22 demonstra a gravidade específica média  $\delta_{av}$  dada uma determinada razão de mistura bipropelente  $r$ , que pode ser determinada através das gravidades específicas do combustível  $\delta_f$  e do oxidante  $\delta_o$  (SUTTON; BIBLARZ, 2017).

$$\delta_{av} = \frac{\delta_o \delta_f (1+r)}{r \delta_f + \delta_o} \quad (22)$$

O valor proveniente de  $\delta_{av}$  sofre um incremento ao se adicionar materiais de alta densidade no propelente através de uma solução ou suspensão coloidal. Baseada na equação 22, é possível descrever a densidade média do propelente em termos da densidade do oxidante e do combustível, conforme visto na equação 23 (SUTTON; BIBLARZ, 2017).

$$\rho_{av} = \frac{\rho_o \rho_f (1+r)}{\rho_f r + \rho_o} \quad (23)$$

É possível também avaliar o parâmetro de impulso de densidade específica,  $I_d$ , o qual é definido pelo produto entre a gravidade específica média,  $\delta_{av}$ , e o impulso específico,  $I_s$ , conforme a equação 24 (SUTTON; BIBLARZ, 2017).

$$I_d = \delta_{av} I_s \quad (24)$$

Ao se aumentar a densidade do propelente, pode-se aumentar o fluxo de massa e a massa total do propelente sem que haja alteração nos demais parâmetros do sistema. Essas condições podem favorecer o aumento da pressão na câmara de combustão, impulso total e empuxo do motor (SUTTON; BIBLARZ, 2017; VASQUES; SOUZA, 2008).

#### 2.5.1.4.3 Estabilidade

O fator de estabilidade permite que não ocorra a decomposição química do propelente enquanto o mesmo está em operação, estocado ou em temperaturas elevadas. Um propelente líquido também não deverá sofrer qualquer tipo de deterioração quando entrar em contato com as tubulações, tanques, válvulas e qualquer material que esteja a uma temperatura elevada, bem como a ausência de impurezas e não absorver umidade são características desejáveis (SUTTON; BIBLARZ, 2017; VASQUES; SOUZA, 2008).

#### 2.5.1.4.4 Propriedade de transferência de calor

Um propelente deve apresentar alto calor específico, alta condutividade térmica, um baixo ponto de congelamento e alta temperatura de decomposição para que se auxilie no resfriamento da câmara de combustão, e conseqüentemente na preservação do material construtivo (SUTTON; BIBLARZ, 2017; VASQUES; SOUZA, 2008).

#### 2.5.1.4.5 Propriedades de bombeamento

Propelentes que possuam baixas pressões em forma de vapor permitem uma manipulação mais fácil e melhores condições de bombeamento, pois as baixas pressões diminuem a cavitação na bomba. O bombeamento de propelente pode ser dificultado pela viscosidade do propelente, no qual quanto maior for a mesma, mais difícil será este bombeamento. Propelentes que possuam altas pressões em forma de vapor necessitam de procedimentos especiais para serem manipulados devido sua maior complexidade no bombeamento e possível danificação dos equipamentos (SUTTON; BIBLARZ, 2017).

#### 2.5.1.4.6 Variação de temperatura das propriedades físicas

A variação de temperatura deve ser mínima em qualquer propelente líquido, sendo que esta variação deve ser similar tanto para o combustível quanto para o oxidante. Quando há constantes variações de temperatura, a pressão do vapor, densidade e viscosidade tendem a mudar, o que pode prejudicar a calibração do motor devido a alteração do fluxo de propelente no mesmo. Caso o propelente, quando estocado no veículo, sofra uma grande alteração de temperatura, a razão de mistura e o impulso específico poderão mudar, o que irá resultar em resíduos não utilizáveis de propelente (SUTTON; BIBLARZ, 2017).

#### 2.5.1.5 Ignição

Um propelente que tenha a característica de ignição espontânea permite que a queima do mesmo inicie logo que o oxidante entre em contato com o combustível. Esses propelentes que apresentam esta característica são chamados de hipergólicos. Com estes propelentes é

possível eliminar o sistema de ignição de um motor, o que simplifica o sistema de propulsão, além de se mitigar o potencial de explosão (SUTTON; BIBLARZ, 2017; VASQUES; SOUZA, 2008).

O sistema de ignição fica localizado no início da câmara de pressurização fornecendo a energia térmica necessária para o propelente se manter em uma combustão constante. A quantidade de energia deve ser a mínima possível, e usualmente a mesma diminui conforme a temperatura do propelente aumenta (SUTTON; BIBLARZ, 2017).

### 2.5.2 Propelentes verdes

A combinação hipergólica da hidrazina e seus derivados (UDMH e MMH) com o tetróxido de nitrogênio é um dos pares mais utilizados em sistemas propulsivos devido seu ótimo desempenho. Porém, a hidrazina e seus derivados são compostos que apresentam desvantagens em relação ao custo elevado, e a alta sensibilidade à compressão adiabática o que leva a detonação. Além de que estes combustíveis são altamente tóxicos e cancerígenos o que torna necessário diversos equipamentos de proteção e rígidos protocolos de segurança durante o manuseio e armazenagem (MASCHIO, 2017; SUTTON; BIBLARZ, 2017).

Perante esta condição, vem se mostrando um interesse em propelentes líquidos estocáveis e não tóxicos, que são denominados propelentes limpos ou verdes (*green propellants*). Dentre eles o peróxido de hidrogênio ( $H_2O_2$ ) vem se mostrando um dos mais importantes candidatos em aplicações monopropelentes ou como oxidante em sistemas bipropelentes (MASCHIO, 2017; RARATA; ROKICKA; SURMACZ, 2016).

O peróxido de hidrogênio é considerado um propelente limpo, e além disto apresenta fatores interessantes que justificam sua escolha em sistemas propulsivos. Os fatores são:

- Custo

O peróxido de hidrogênio apresenta custo relativamente mais baixo que os demais propelentes popularmente utilizados. Os valores por quilo do  $H_2O_2$  chegam a US\$ 1,00/kg enquanto que a hidrazina pode chegar a US\$ 216,00/kg e o tetróxido de nitrogênio a US\$ 410,00/kg (MASCHIO, 2017).

- Propriedades físico-químicas

O  $H_2O_2$  apresenta uma textura viscosa, não tóxica, incolor, fácil de se misturar com a água em qualquer proporção e estável em temperatura ambiente, desde que seja armazenado

corretamente. Também apresenta uma alta densidade e baixo ponto de fusão o que evita os possíveis problemas de congelamento do propelente em missões (AMRI; GIBBON; REZOUQ, 2013).

- Armazenagem

A aplicação de materiais estabilizantes, e a tecnologia aplicada aos tanques de armazenamento permitiram que o  $H_2O_2$  apresentasse uma alta estabilidade de armazenamento, podendo ultrapassar 17 anos em estoque, o que favorece longas missões (MASCHIO, 2017).

- Alta densidade

O  $H_2O_2$  possui densidade de 1,44 g/mL aproximadamente em temperatura ambiente, que comparada ao tetróxido de nitrogênio (NTO) é relativamente alta. A massa específica elevada proporciona uma redução do volume do reservatório de oxidante do sistema propulsivo e em uma maior densidade de impulso específico (MASCHIO, 2017).

- Baixa toxidez

O  $H_2O_2$  é considerado um propelente não tóxico devido a capacidade do corpo humano conseguir decompor o mesmo naturalmente. O processo de decomposição é realizado através de uma ação catalítica da enzima catalase ou pelos tecidos humanos. A pressão do vapor que é liberada pelo  $H_2O_2$  é relativamente baixa, o que reduz os riscos de contato com a pele. Em comparação com o NTO, que produz vapores tóxicos a uma grande velocidade, o  $H_2O_2$  é extremamente vantajoso, uma vez que o NTO expõe o ser humano a riscos letais se submetido à pequenas exposições (MASCHIO, 2017).

- Reatividade

O peróxido de hidrogênio concentrado pode causar combustão espontânea caso entre em contato com a madeira, papel ou óleo. Caso entre em contato com materiais orgânicos, como álcoois ou aldeídos, o risco é ainda maior pois pode ocasionar uma explosão espontânea. O mesmo ocorre em contato com metais como ferro, cobre, prata, chumbo, manganês, níquel, potássio, sódio, cromo, magnésio, ouro e platina ou ligas metálicas como bronze e latão.

O  $H_2O_2$  não reage em contato com compostos atmosféricos, o que é desejado em aplicações em que o  $H_2O_2$  estaria exposto durante o carregamento ou funcionamento do sistema, o que comparado à hidrazina é uma vantagem, já que a hidrazina reage com o dióxido de carbono e forma compostos que danificam os componentes do sistema propulsivo (MASCHIO, 2017).

## 2.6 DEMAIS ASPECTOS DO PROJETO

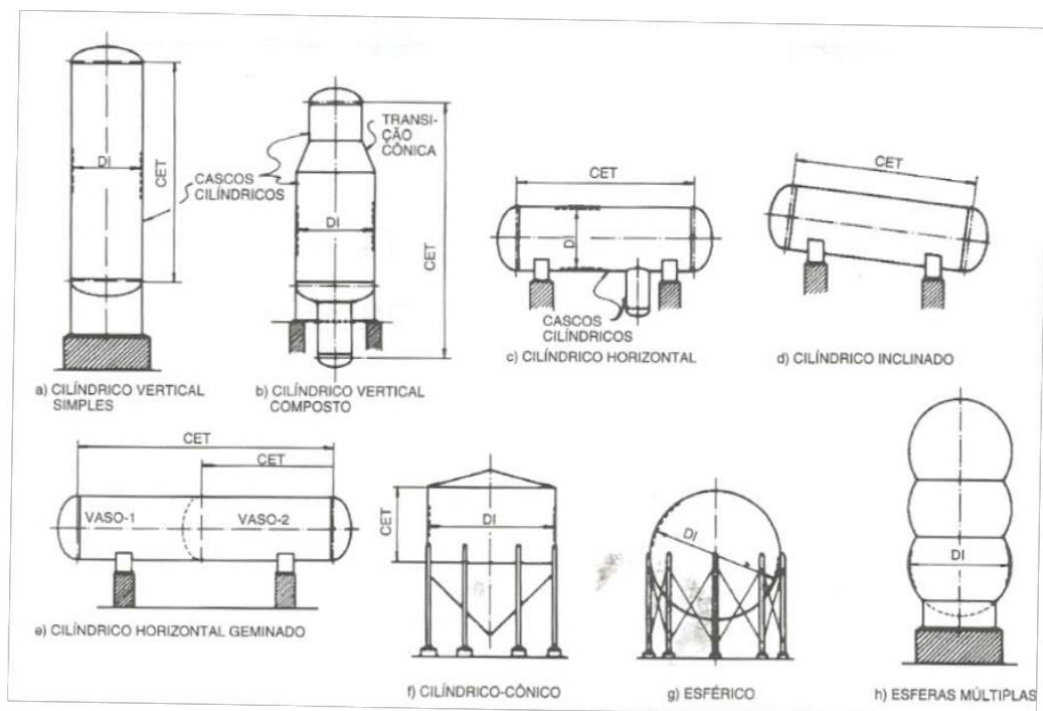
### 2.6.1 Armazenagem dos propelentes

Em um sistema bipropelente, os propelentes são armazenados em tanques separados, um para o oxidante e outro para o combustível. Esses tanques são pressurizados através de um tanque auxiliar contendo um gás a alta pressão e possuem como material construtivo alumínio, aço inoxidável, titânio, e compósitos com fibras (SUTTON; BIBLARZ, 2017).

Os tanques pressurizados são considerados vasos de pressão, os quais são definidos como recipientes projetados a fim de suportar diferenças entre pressões internas e externas, que podem ser causadas por uma fonte interna, um processo de reação ou qualquer combinação desses fatores (GALVÃO, 2018).

A parede de pressão é o elemento estanque e externo que contém o fluido pressurizado, ela é composta pelo casco e pelos tampos de fechamento. A maioria dos vasos possuem o casco em três formas: cilíndrica, cônica, esférica ou a combinação destas conforme pode ser visto na Figura 5 (GALVÃO, 2018).

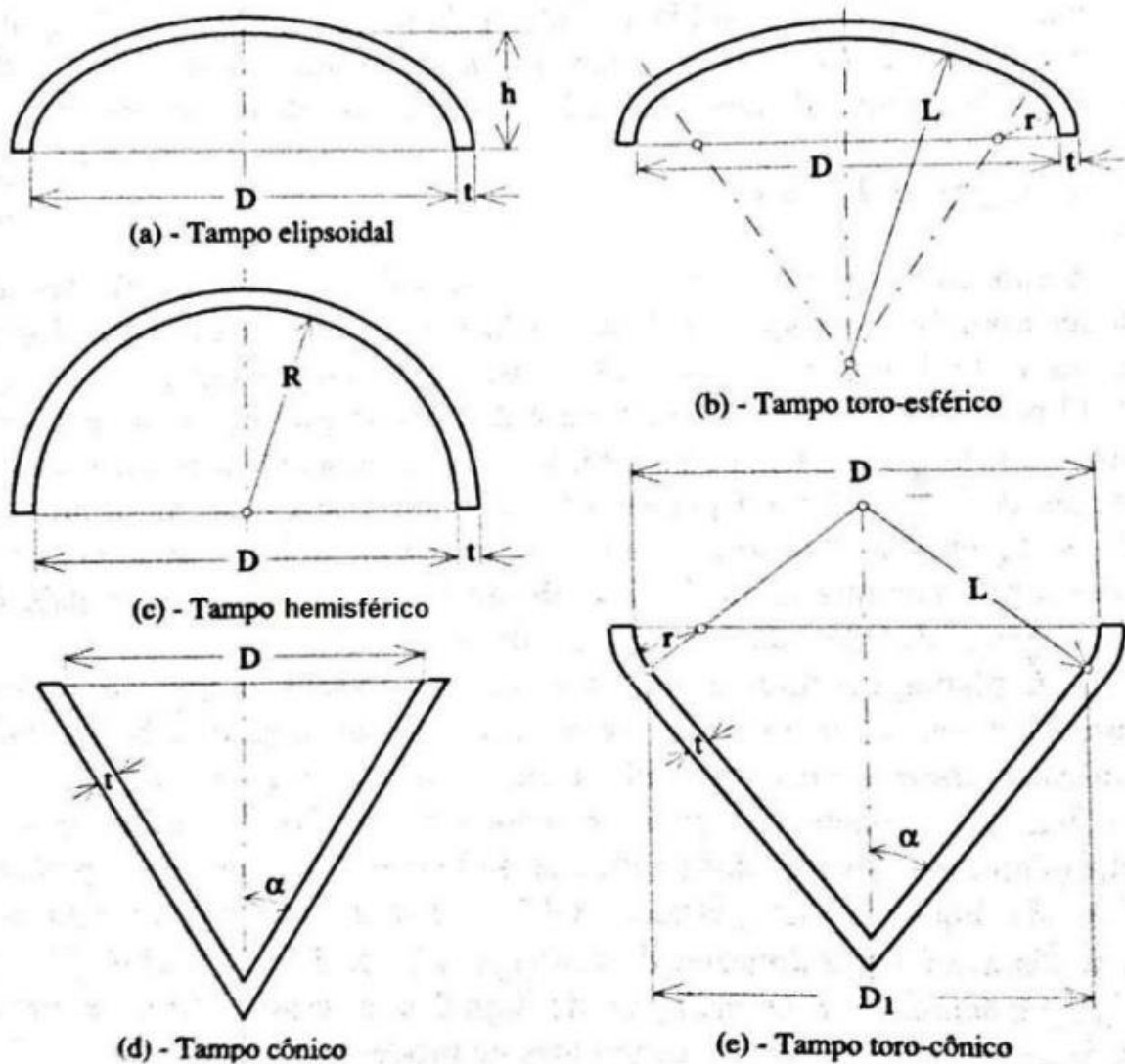
Figura 5: Formas de construção de vasos de pressão



Fonte: (GALVÃO, 2018) pág. 20.

Os tampos podem apresentar os formatos conforme apresentados na figura 6, sendo os mais comuns: elíptico, toriesférico, hemisférico, cônico e plano (GALVÃO, 2018).

Figura 6: Tipos de tampos utilizados em vasos de pressão



Fonte: (GALVÃO, 2018) pág. 20.

Para se projetar o vaso de pressão que irá armazenar o propelente é necessário atender requisitos de espessura mínima de parede que resista as tensões circunferenciais e axiais. Para se calcular a espessura mínima que resista as tensões circunferenciais, utiliza-se a equação 25, na qual  $t$  é a espessura do casco,  $R$  o raio interno do cilindro,  $p$  a pressão interna,  $\sigma_{adm}$  a tensão admissível de projeto,  $E_s$  o coeficiente de eficiência de solda e  $C$  a margem para corrosão/e ou erosão ou usinagem (GALVÃO, 2018).

$$t = \frac{pR}{E_s \sigma_{adm} - 0,6p} + C \quad (25)$$

Para o caso das tensões axiais utiliza-se a equação 26:

$$t = \frac{pR}{2E_s \sigma_{adm} + 0,4p} + C \quad (26)$$

Para se calcular a pressão máxima de trabalho admissível (*PMTA*) utiliza-se a equação 27, na qual a tensão admissível  $\sigma_{adm}$  e a espessura  $t$  terão seus valores baseados na condição de pressão de trabalho:

$$PMTA = \frac{E_s \sigma_{adm} t}{R + 0,6t} \quad (27)$$

Já para a espessura dos tampos de transição cônicas para pressões internas, utiliza-se a equação 28, no qual  $\alpha$  é o semiângulo do vértice do cone.

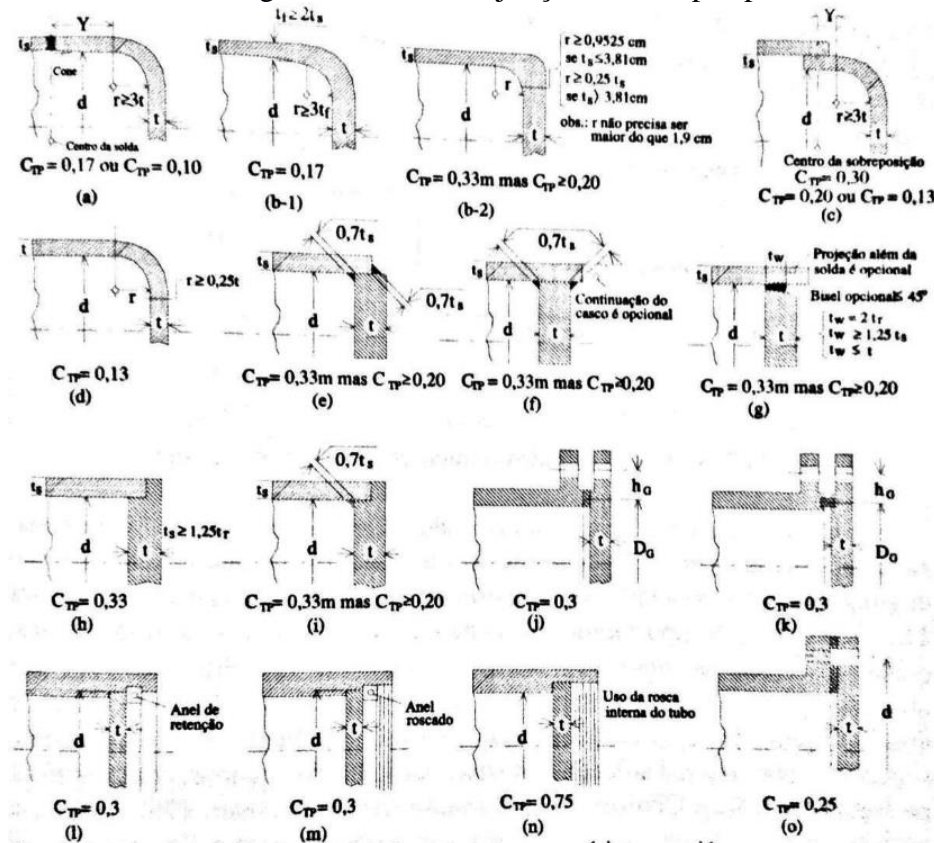
$$t_{cone} = \frac{pR}{\cos(\alpha) (E_s \sigma_{adm} - 0,6p)} + C \quad (28)$$

Por fim, para obter a espessura mínima dos tampos planos utilizados nos vasos de pressão, aplica-se a equação 29, na qual  $C_{TP}$  é o fator adimensional que depende do tipo de tampo e do sistema de fixação ao caso, conforme mostrado na Figura 7 (GALVÃO, 2018).

$$t_{tampo} = d \sqrt{\frac{C_{TP} p}{E_s \sigma_{adm}}} + C \quad (29)$$



Figura 7: Fatores de junção dos tampos planos



Fonte: (GALVÃO, 2018) pág. 22.

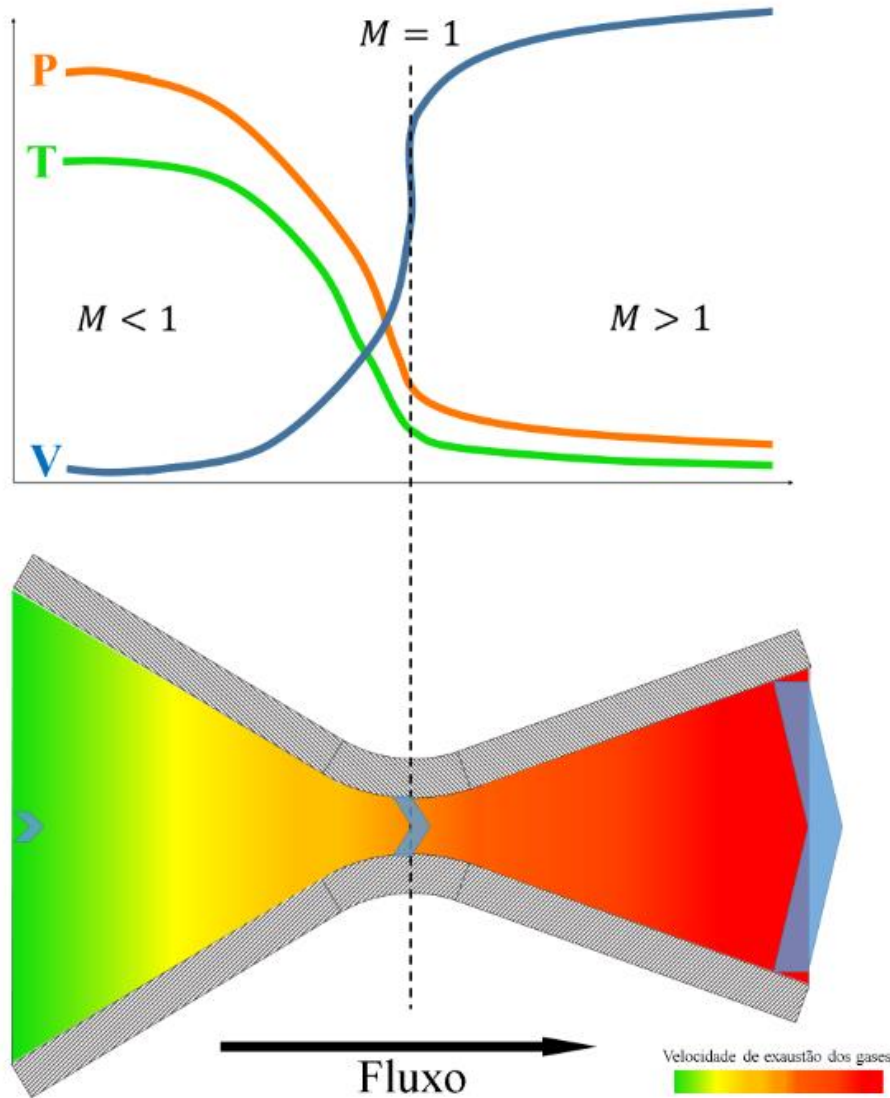
## 2.6.2 Nozzle

O *nozzle* é um dispositivo que tem como objetivo controlar a direção de um fluxo, expandir e acelerar os gases que são gerados durante a combustão de um propelente na câmara de combustão do motor foguete. Através do *nozzle*, esses gases podem atingir a saída do bocal com velocidades hipersônicas, ou seja acima da velocidade do som (MAHLER, 2014; SUTTON; BIBLARZ, 2017).

Para que esse fenômeno seja possível, o formato de um *nozzle* necessita ter uma região de convergência, estrição e divergência, no qual este formato é conhecido como bocal De Laval. Neste formato, o gás proveniente da combustão passa por certos processos termodinâmicos até que atinja o escape pela a área de divergência do *nozzle*. Primeiramente o gás percorre a zona de expansão do bocal, onde a sua temperatura e pressão diminuem e a velocidade aumenta significativamente adquirindo a natureza supersônica do gás, o que implica na diferença de pressão entre os gases de escape e a pressão externa (MAHLER, 2014).

A Figura 8 mostra o comportamento da pressão, temperatura e velocidade do gás ao percorrer as respectivas regiões do *nozzle*.

Figura 8: Diagrama de um *nozzle* De Laval



Fonte: (MAHLER, 2014) pág. 24.

Caso a pressão de saída seja muito baixa, o jato de exaustão pode se separar do bocal, o que resulta em um processo instável e possíveis danos mecânicos no *nozzle*, devido aos grandes impulsos fora do eixo central (MAHLER, 2014).

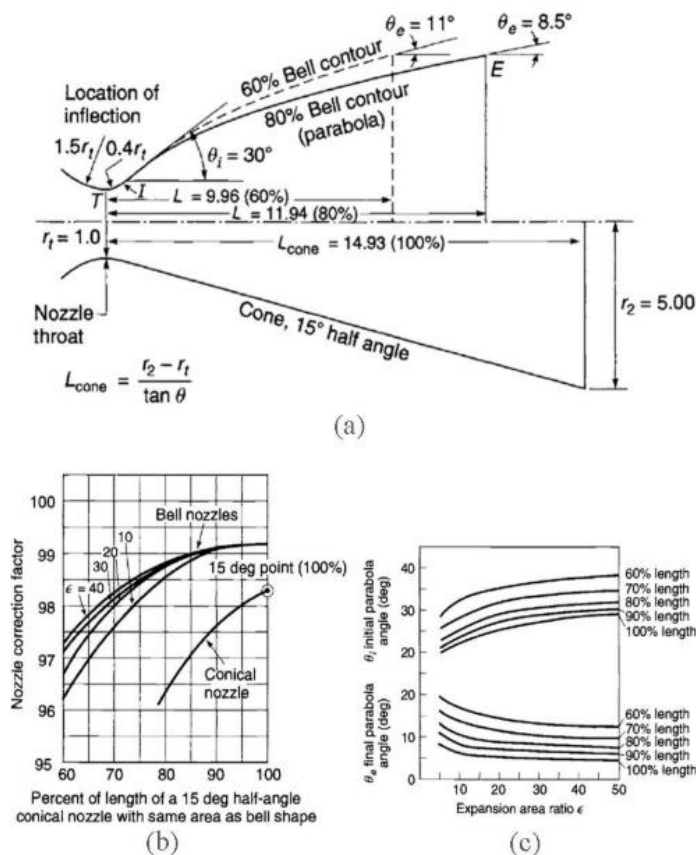
Para se determinar a eficiência e a conversão da expansão dos gases de escape, em velocidade linear velocidade de escape e conseqüentemente o impulso gerado, é necessário obter a relação entre a área da garganta com a do plano de saída do bocal através da equação

30, em que  $A_g$  é a área da garganta,  $A_D$  é a área final da região divergente e  $k$  o fator de expansão isentrópica (MAHLER, 2014).

$$\frac{A_g}{A_D} \leq \frac{1}{2\sqrt{k+1} \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}} \quad (30)$$

Outro fator que implica na eficiência da expansão dos gases e sua conversão em movimento linear é o formato do bocal. Sua forma mais simples é um bocal com ângulo de 15° (graus) na região divergente, e como exemplo de formas mais complexas há os bicos de Bell ou formas parabólicas, que são utilizados em veículos cuja a carga útil é um fator crítico. A eficiência da tubeira também é afetada pelo ângulo da garganta entre as junções das regiões divergente e convergente. A Figura 9 apresenta a geometria e as características de um *nozzle* do tipo Bell, Bell Parabólico e cônico (a), as curvas de eficiência conforme a variação do ângulo (b) e a geometria da região divergente (c) (MAHLER, 2014; SUTTON; BIBLARZ, 2017).

Figura 9: (a) Medidas do Shape; (b) curvas de eficiência conforme a variação do semiângulo (c) geometria da região divergente.



Fonte: (SUTTON; BIBLARZ, 2017).

### 2.6.3 Injetor

O injetor, é a estrutura responsável pela a injeção dos propelentes na câmara de combustão com a devida proporção, gerando a atomização e mistura dos propelentes em condição ideal para se obter a maior eficiência e estabilidade de combustão. O impacto do injetor na eficiência de um motor a propulsão é notável, no qual a cada ponto percentual perdido na eficiência de combustão do injetor, impactará diretamente na eficiência de propulsão, ou seja, no seu impulso específico  $I_s$  (HUANG; HUZEL, 1992).

Dependendo da aplicação, é comum encontrar injetores com eficiência abaixo de 92%, sendo considerados aceitáveis. Em motores desenvolvidos para controles de atitude, como em satélites, otimizando a relação peso com eficiência de combustão, é satisfatório a aplicação de injetores com 90% de eficiência ou próximo a este valor(HUANG; HUZEL, 1992).

#### 2.6.3.1 Atomização e Pulverização

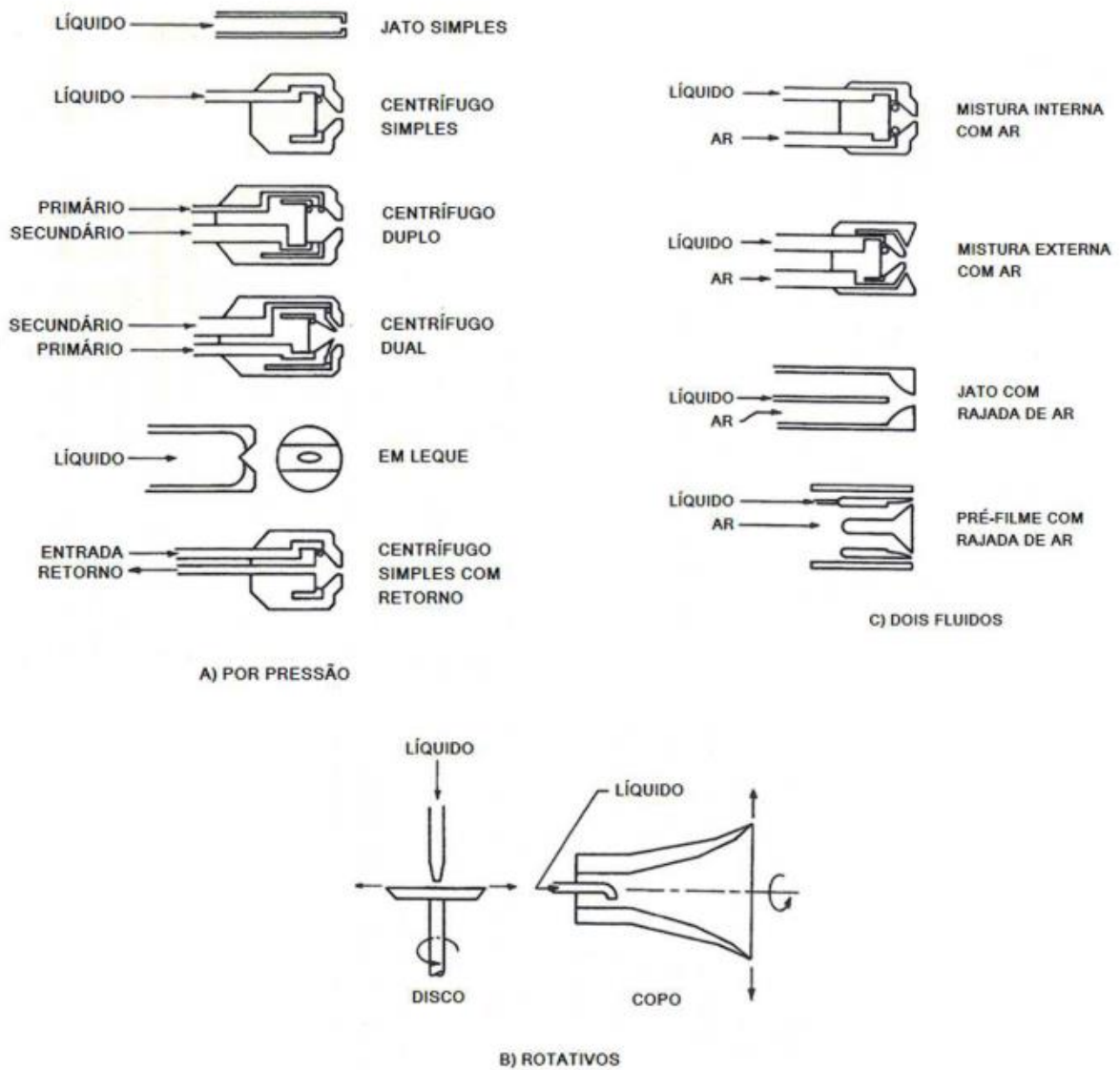
A atomização é um processo no qual um determinado jato, folha ou filme líquido é desintegrado via energia cinética do próprio líquido, pela exposição a uma corrente de ar ou gás em alta velocidade ou como resultado de uma energia mecânica externa aplicada através de elementos rotativos ou vibratórios. A atomização resulta em um *spray* caracterizado por um largo espectro de tamanhos de gotas devido seu processo de geração ocorrer de forma aleatória (SOUZA *et al.*, 2013; VÁSQUEZ, 2011).

Para se projetar um injetor, a estabilidade de combustão é um dos fatores mais importantes, sendo que para se atingir esta estabilidade, é necessária uma atomização eficiente para que se aumente a área superficial específica do combustível, atingindo altas taxas de mistura e evaporação. Em diversos sistemas de combustão, ao se reduzir o diâmetro média da gota, é possível obter altas taxas volumétricas de liberação de calor, facilidade de ignição, uma larga faixa de queima e baixa concentração de poluentes (SOUZA *et al.*, 2013).

A geração de *sprays* pode ocorrer de diversas maneiras, tendo como base a elevada velocidade relativa entre o líquido a ser atomizado e o ar ou gás circundante. Alguns atomizadores podem realizar este fenômeno ao descarregar o líquido à alta velocidade em uma corrente de ar ou gás que esteja se movimentando lentamente. Estes atomizadores são do tipo sob pressão (*pressure atomizers*) e dos tipos copo ou disco rotativo (Figura 10), que ejetam o

líquido pela sua periferia em alta velocidade. Outro modo de se obter o *spray* é através da exposição da folha ou jato de líquido em baixa velocidade em uma corrente de ar ou gás à alta velocidade, método conhecido como *twin-fluid*, *air-assist* ou *airblas atomization* (SOUZA *et al.*, 2013).

Figura 10: Tipos de injetores



Fonte: (VÁSQUEZ, 2011) pág. 7

Diversos fatores podem impactar nos diâmetros das gotas de um *spray*, dentre elas a tensão superficial, que pode afetar o ângulo de cone do *spray*, o diâmetro das gotas e a pressão de operação do atomizador. A viscosidade, por ser a resistência de um fluido a força cisalhante,

caso seja grande, poderá gerar ligamentos internos durante a formação do *spray*. A densidade, ou massa específica, impacta diretamente na vazão do injetor no qual quanto menor for a densidade do fluido maior será sua velocidade na saída do injetor. A vazão, que depende por sua vez da pressão de operação do injetor, da densidade e viscosidade do líquido. E a temperatura, que se relaciona diretamente com as demais variáveis de operação. O Quadro 2 demonstra um resumo das propriedades citadas e sua influência no processo de atomização.

Quadro 2: Influência das propriedades no momento da atomização

	<b>Incremento na densidade</b>	<b>Incremento na viscosidade</b>	<b>Incremento na temperatura do fluido</b>	<b>Incremento na tensão superficial</b>	<b>Incremento na pressão de operação</b>
Qualidade da distribuição	Desprezível	Danifica	Melhora	Desprezível	Melhora
Vazão	Diminui	(1)	(2)	Não há efeito	Incrementa
Ângulo de cone do <i>spray</i>	Desprezível	Diminui	Incrementa	Diminui	Incrementa e logo diminui
Tamanho de gota	Desprezível	Incrementa	Diminui	Incrementa	Diminui
Velocidade	Diminui	Diminui	Incrementa	Desprezível	Incrementa
Desgaste	Desprezível	Diminui	(2)	Não há efeito	Incrementa

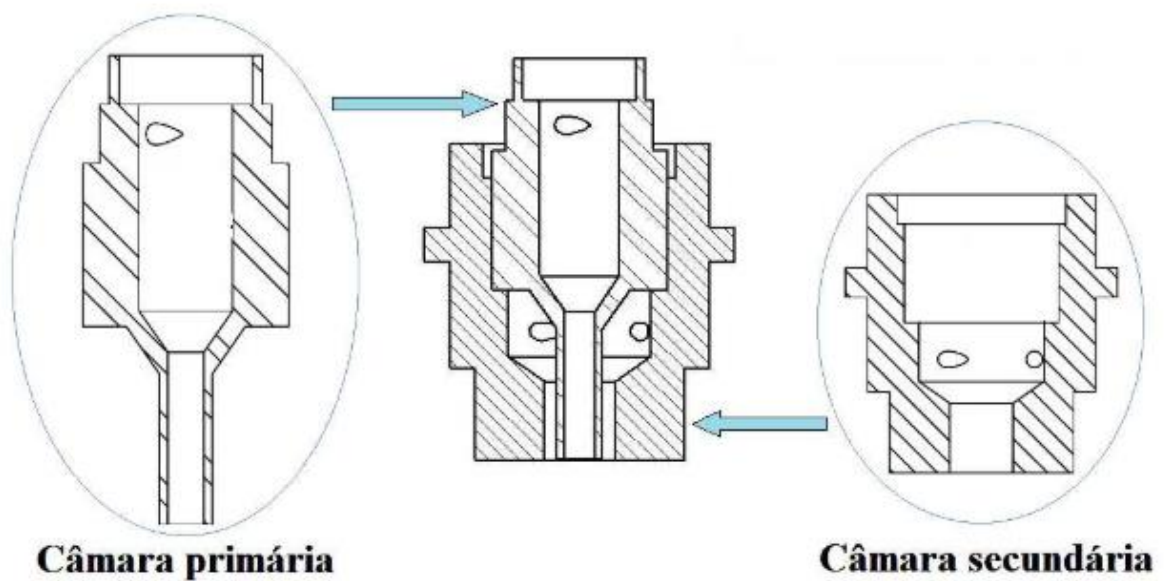
(1) Para os injetores que apresentam padrão de cone completo ou oco irá incrementar; no caso de injetores em leque irá diminuir.

(2) Irá depender da natureza do fluido e do tipo de injetor utilizado

### 2.6.3.2 Projeto de injetores centrífugos duais

Um injetor centrífugo dual apresenta duas câmaras independentes e concêntricas (Figura 11). A câmara interna é denominada primária e a externa é denominada secundária, e possuem como função a geração de níveis de rotação independentes a um mesmo fluido ou a fluidos diferentes (VÁSQUEZ, 2011).

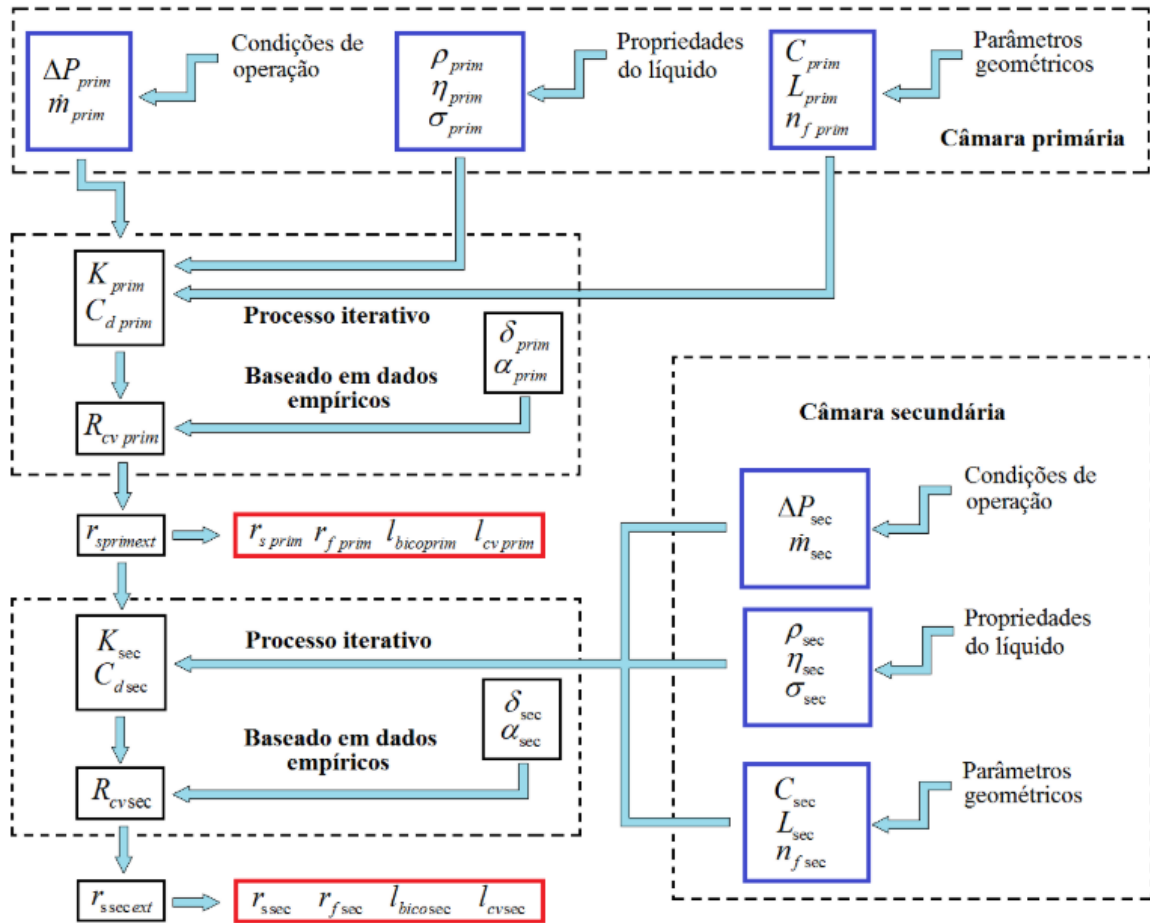
Figura 11: Injetor centrífugo dual



Fonte: (VÁSQUEZ, 2011) pág 21.

O procedimento para se projetar um injetor centrífugo segue alguns passos conforme a Figura 12. Os blocos que apresentam o contorno azul são os dados de entrada para o projeto das câmaras primária e secundária, as propriedades do líquido, os parâmetros geométricos e as condições de operação do injetor (VÁSQUEZ, 2011).

Figura 12: Processo iterativo de cálculo das câmaras primária e secundária de um injetor centrífugo



Fonte: (VÁSQUEZ, 2011) pág 50.

Para o projeto são considerados dados de entrada em ambas as câmaras a diferença de pressão do injetor ( $\Delta P$ ), que são admitidas iguais para as duas câmaras, as vazões mássicas ( $\dot{m}$ ) em ambas câmaras, a densidade dos líquidos ( $\rho$ ), suas tensões superficiais ( $\sigma$ ) e suas viscosidades ( $\eta$ ). Também são considerados os coeficientes de saída do bico ( $C$ ), os comprimentos relativos do bico de saída ( $L = l_s / r_s$ ) e a quantidade de furos tangenciais da câmara de vórtice ( $n_f$ ) (VÁSQUEZ, 2011).

Com estes dados é aplicado um processo iterativo a fim de obter a constante geométrica ( $K$ ) e o coeficiente de descarga ( $C_d$ ). Com as variáveis obtidas e os dados de entrada da parede do bocal ( $\delta$ ) e o ângulo de cone do spray ( $\alpha$ ), determina-se a posição radial dos canais



tangenciais ( $R$ ). Através desta posição se determina o raio externo do bocal ( $r_{s,prim,ext}$  e  $r_{s,sec,ext}$ ) para as câmaras primária e secundária respectivamente (VÁSQUEZ, 2011).

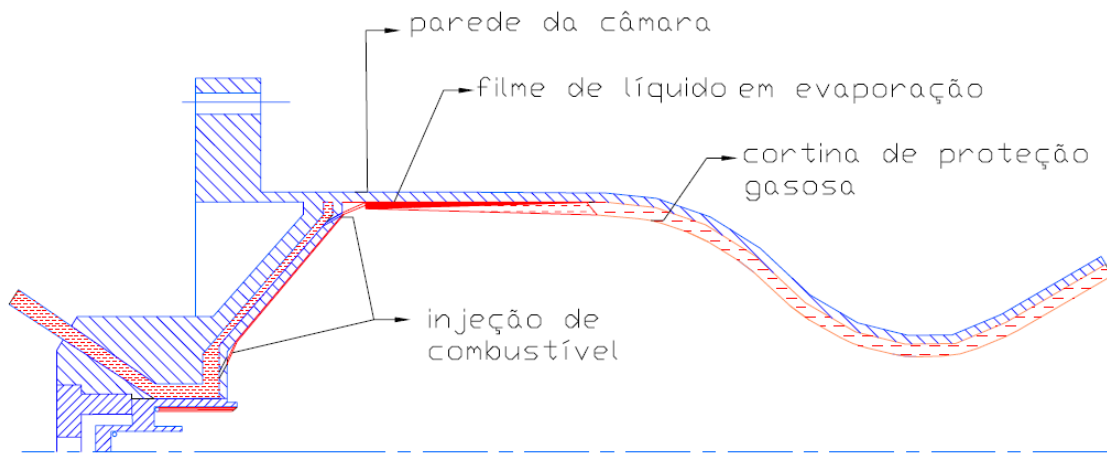
Por fim o raio de saída ( $r_s$ ), o raio dos canais tangenciais ( $r_f$ ), o comprimento do bocal de saída ( $l_{bico}$ ) e o comprimento da câmara de vórtice ( $l_{cv}$ ) podem ser determinados para que se obtenha todas as dimensões geométricas do injetor (VÁSQUEZ, 2011).

#### 2.6.4 Resfriamento da parede da câmara de combustão

O resfriamento da parede é responsável por manter a temperatura do material da câmara de combustão abaixo do seu limite máximo de trabalho. Os métodos de resfriamento podem ser classificados em dois tipos: o método regenerativo e o método de resfriamento por radiação da parede externa da câmara. Em ambos os métodos se utiliza um filme gasoso ou líquido colado à parede interna para se aumentar a efetividade da refrigeração da parede (SUTTON; BIBLARZ, 2017).

Em motores de controle de atitude, devido ao seu tamanho, pode-se utilizar um filme de líquido interno na parede da câmara, conforme a figura abaixo (BERNARDES, 2000).

Figura 13: Esquema de sistema de refrigeração



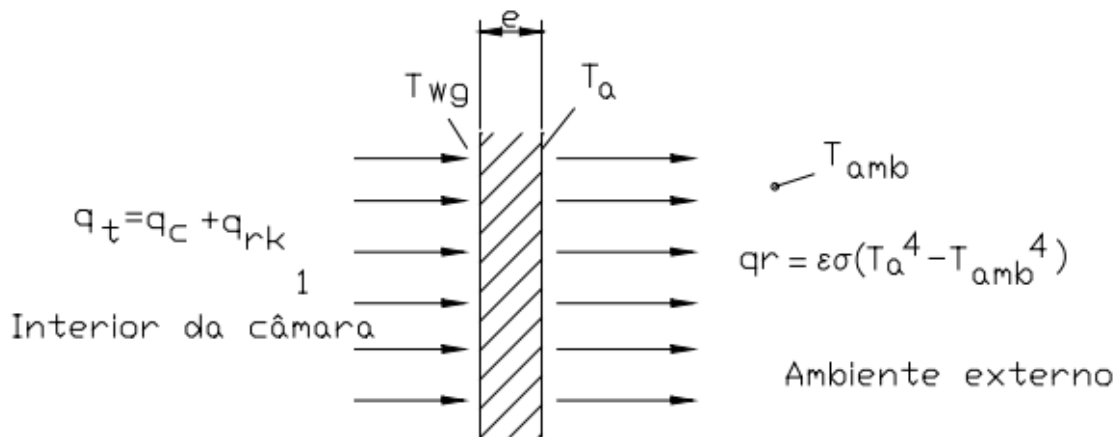
Fonte: (BERNARDES, 2000) pág 28.

Usualmente é injetado combustível de 2 a 10% da vazão total do motor para se formar um filme líquido, que é aquecido, evaporado e se mistura com a camada limite, mudando a sua composição e temperatura (BERNARDES, 2000).

Na seção do filme líquido, o fluxo de calor por radiação e convecção é aproximadamente zero. Na seção de evaporação e mistura os fluxos de calor por radiação e convecção são altos em relação a temperatura dos gases perto da parede (BERNARDES, 2000).

O fluxo de calor total do sistema é a soma dos fluxos de calor de radiação e convecção, conforme a figura abaixo:

Figura 14: Esquema do resfriamento por radiação



Fonte: (BERNARDES, 2000) pág 54.

A temperatura da parede do lado externo da câmara de combustão pode ser definida pela equação:

$$T_a = T_{wg} - \left(\frac{e}{k} q_t\right) \quad (31)$$

onde  $T_{wg}$  é a temperatura interna da parede,  $e$  a espessura da parede,  $k$  o coeficiente de condutividade do material da parede, e  $q_t$  o fluxo de calor total (BERGMAN *et al.*, 2014).

A parede externa da câmara tem sua refrigeração através da radiação. Ao se assumir regime permanente e unidimensional o fluxo total de calor pode ser expresso por (BERGMAN *et al.*, 2014):

$$q_t = \frac{k}{e} (T_a - T_{wg}) \quad (32)$$

Considerando na primeira aproximação que a queda de temperatura na parede é desprezível, pode-se calcular a temperatura  $T_a$  com a seguinte equação (HUANG; HUZEL, 1992):

$$q_t = \varepsilon_p \sigma (T_a^4 - T_{amb}^4) \quad (33)$$

na qual  $\varepsilon_p$  é o coeficiente de emissividade da parede externa da câmara e  $\sigma$  a constante de radiação de Stephan-Boltzmann. Ao determinar a temperatura  $T_a$  deve-se comparar a resistência do material construtivo da câmara. Caso  $T_a$  seja excessiva, pode-se trocar o material, o acabamento da superfície ou aumentar a vazão do filme de líquido de resfriamento (BERNARDES, 2000; HUANG; HUZEL, 1992).

## 2.7 CONSIDERAÇÕES FINAIS DA REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

O capítulo de revisão bibliográfica apresentou as principais definições necessárias para o desenvolvimento do trabalho que fundamentam desde os fenômenos físicos atuantes no propulsor, como também os seus componentes, sistemas e parâmetros de projeto.

De forma geral, os conceitos descritos nesta seção serão aplicados na seção de metodologia para o projeto e seleção dos componentes necessários para a definição da geometria do propulsor, seu sistema de injeção, sistema térmico e definição do material construtivo.

### 3 MATERIAIS E MÉTODOS

Nesta seção serão abordados os procedimentos adotados para o desenvolvimento do trabalho, descrevendo as ferramentas e cálculos utilizados para se atingir os resultados.

#### 3.1 SELEÇÃO DOS PROPELENTES LÍQUIDOS

Para se desenvolver um motor é necessário levar em conta sua aplicação, valor de empuxo, o tempo de operação, o nível de confiabilidade, dimensões, materiais de construção e os propelentes a serem utilizados. Dentre as diversas opções de propelentes disponíveis, a sua seleção deve atender os seguintes critérios:

- Ecológicos;
- Desempenho mensurado pelo impulso específico;
- Toxicidade baixa ou nula;
- Compatibilidade com os materiais construtivos;
- Custo;
- Estocabilidade;
- Peso específico;
- Complexidade da infraestrutura necessária;
- Riscos físicos envolvidos.

O propelente deve possuir uma alta energia liberada por unidade de massa, o que acaba por diminuir o tamanho do motor, logo utiliza-se menos propelente para determinadas missões.

O fator de ignição e combustão do propelente deve atender os requisitos de facilidade de ignição, no qual em um par hipergólico, deve-se necessitar de uma baixa quantidade de energia para iniciar a combustão, e ter um baixo tempo de atraso de ignição para que se reduza os riscos de explosões e facilite a re-partida do motor. O propelente também deve ter uma combustão estável para que sua reação não cause flutuações de pressão indesejadas na câmara de combustão.

Para a injeção dos propelentes na câmara de combustão, é necessário que os mesmos possuam alta massa específica para reduzir o volume e massa estrutural dos tanques de

armazenamento. Uma baixa pressão de vapor, que implica que em temperatura ambiente a pressão necessária para o propelente vaporizar será baixa. Baixo ponto de congelamento, que permite a operação do motor em ambientes com baixa temperatura sem a necessidade de um sistema de aquecimento do propelente, o que facilita a combustão. Baixo coeficiente de tensão superficial, o que melhora a mistura entre combustível e oxidante na câmara de combustão. Baixa viscosidade, garantindo um melhor bombeamento e reduz a perda de carga no escoamento pelos dutos de injeção.

Em relação ao arrefecimento da câmara de combustão, o propelente deve possuir algumas características de transferência de calor, entre elas, um alto calor específico, alta condutibilidade térmica, alta estabilidade química e térmica e alta temperatura crítica.

Outro fator importante é a baixa toxicidade ou ameaça de manipulação do propelente à saúde humana, baixo custo de produção e estocabilidade.

Com estes fatores em mente, foi realizada uma pesquisa bibliográfica a respeito de combustíveis verdes e o par selecionado foi comparado com o par monometilhidrazina e tetróxido de nitrogênio.

### 3.2 ANÁLISE DO PROPELENTE E PARÂMETROS INICIAIS DO PROJETO

O par escolhido foi submetido a uma análise no software CEA-NASA (*Chemical Equilibrium with Applications*) para obtenção de dados termodinâmicos utilizando como parâmetros iniciais as condições descritas na Tabela 4.

Tabela 4: Parâmetros iniciais de entrada no software CEA-NASA

Parâmetros	Valores
Pressão na câmara	10 bar
Razão de mistura	0,5 a 7,5
Fator de expansão	65

Fonte: Próprio autor.

Os propelentes utilizados na análise do software seguiram a fração mássica descrita na Tabela 5.

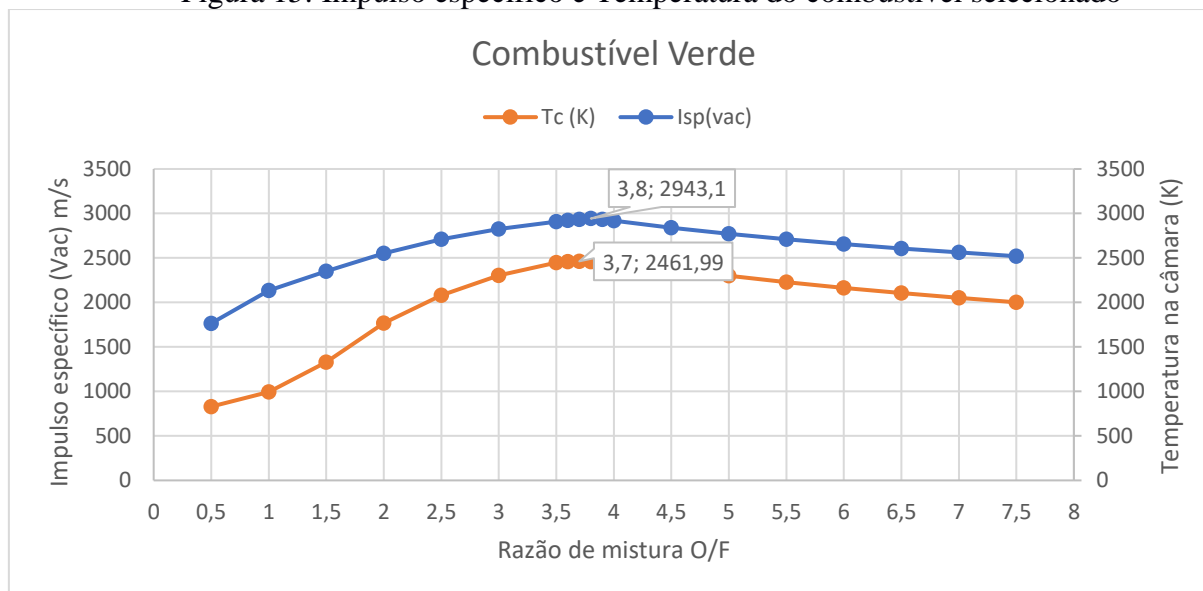
Tabela 5: Propelentes utilizados para análise

Propelentes			
Combustível		Oxidante	
Composto	Fração mássica (%)	Composto	Fração mássica (%)
Etanolamina	61,0	H <sub>2</sub> O <sub>2</sub>	90,0
Etanol	30,1	H <sub>2</sub> O	10,0
Nitrato de cobre	8,9		

Fonte: Próprio autor.

Os dados obtidos de impulso específico e temperatura na câmara de combustão foram compilados de forma gráfica (Figura 15) para análise e a partir deste gráfico é selecionado a mistura de combustível/oxidante a ser utilizada para que se obtenha a camada de proteção da parede do propulsor, já que o mesmo por possuir baixo empuxo não utiliza a refrigeração regenerativa, sendo assim adotado um sistema de refrigeração através de uma cortina de combustível ou oxidante formada pelo sistema de injeção.

Figura 15: Impulso específico e Temperatura do combustível selecionado



Fonte: Próprio autor.

A análise da Figura 15 mostra o impulso específico máximo com o valor de 2943,1 m/s com a razão de mistura de 3,8. Já a temperatura máxima na câmara de combustão é atingida com a razão de mistura de 3,7, apresentando o valor de 2461,99 K.

Quanto maior for o impulso específico, maior será a eficiência do propulsor, sendo que o impulso específico alto é obtido através de uma razão de mistura ótima. Porém, a temperatura de combustão nessa mistura ótima apresenta valores elevados o que prejudica a integridade construtiva do propulsor.

Para suportar altas temperaturas de combustão e as condições do ambiente, a indústria aeroespacial aplica diversos tipos de ligas metálicas. Para este trabalho foi selecionado a liga de Nióbio C-103, composta por Nb-89%, Hf-10% e Ti-1%. Essa liga é muito utilizada na composição de bocais de foguetes e propulsores por resistir a temperaturas acima de 1300°C e ser possível seu revestimento contra oxidação. Suas propriedades se encontram na Tabela 6.

Tabela 6: Propriedades do material escolhido para a construção

<b>Propriedades do Niobium C-103</b>	
Densidade	8,86 g/cc
Resistência à tração (23°C)	421 Mpa
Módulo de elasticidade	90 Gpa
Temperatura de fundição	2300 a 2400°C
Temperatura máxima de trabalho	1480°C

Fonte: (CARACTERÍSTICAS NIOBIO C-103, [s. d.]).

Conforme observado na tabela, a temperatura de trabalho indicada do Nióbio C-103 é de até 1480°C ou 1753 K. Essa característica é importante para se escolher a razão de mistura a ser trabalhada, pois é necessário se trabalhar com um filme refrigerante que pode ser composto por combustível ou oxidante.

Na Figura 15 as temperaturas abaixo de 1700 K correspondem às misturas ricas em combustível ( $o/f = 0.5$  a  $1.5$ ). Observando o critério de eficiência para este projeto foi utilizado a razão de mistura rica em combustível ( $o/f = 1.5$ ), pois apresenta um valor considerável de impulso específico ( $I_{sp(vac)} = 2352.1$  m/s) e atende ao critério de temperatura, chegando a 1329,82 K na câmara de combustão.

### 3.3 DIMENSIONAMENTO DA CÂMARA DE COMBUSTÃO

A câmara de combustão é a estrutura onde os propelentes são injetados, atomizados e entram em combustão, gerando os gases quentes que são acelerados pela tubeira e ejetados a altas velocidades. Em uma câmara de combustão é importante que se tenha um volume grande o suficiente para a mistura adequada, evaporação e combustão dos propelentes. Também é necessário que suas paredes sejam refrigeradas para manter um funcionamento prolongado, sendo que uma forma de minimizar os requisitos de refrigeração, pode-se diminuir a área exposta ao calor. A massa de uma câmara impacta diretamente no desempenho do veículo, logo para aumentar o desempenho é necessário minimizar a massa. Em relação à forma da câmara, para motores de controle de atitude é indicada a forma cilíndrica (BERNARDES, 2000).

O projeto da câmara inicia-se pelo cálculo do impulso específico efetivo representado pela equação 34:

$$I_{sef} = I_{sp} \phi_k \phi_c \quad (34)$$

onde  $\phi_k$  é a eficiência da câmara de combustão considerada 0,94, e  $\phi_c$  a eficiência da tubeira considerada 0,97.

O impulso específico teórico  $I_{sp}$  é obtido através da expressão 35:

$$I_{sp} = \bar{m}_{nuc} \cdot I_{sp.nuc} + \bar{m}_p \cdot I_{sp.p} \quad (35)$$

onde  $\bar{m}_{nuc}$  é o fluxo de massa no núcleo do motor, que no caso foi considerado 0,8 (80%),  $I_{sp.nuc}$  o impulso específico no núcleo,  $\bar{m}_p$  o fluxo de massa para a camada de proteção da câmara no valor de 0,2 (20%) e  $I_{sp.p}$  o impulso específico na camada de proteção.

A vazão de massa total dos propelentes no motor é obtida pela equação 36:

$$\dot{m}_k = \frac{E}{I_{sef}} \quad (36)$$

onde  $E$  é o empuxo do motor.

As vazões de massa no núcleo e na camada de proteção são obtidas pelas equações 37 e 38:

$$\dot{m}_n = \bar{m}_{nuc} \cdot \dot{m}_k \quad (37)$$

$$\dot{m}_p = \bar{m}_p \cdot \dot{m}_k \quad (38)$$



A velocidade característica teórica é obtida pela expressão 39:

$$c_{teor}^* = \bar{m}_{nuc} \cdot c_{nuc}^* + \bar{m}_p \cdot c_p^* \quad (39)$$

onde  $c_{nuc}^*$  é a velocidade característica no núcleo e  $c_p^*$  a velocidade característica na camada de proteção.

A velocidade característica efetiva é calculada pela equação 40:

$$c_{ef}^* = \phi_k c_{teor}^* \quad (40)$$

O coeficiente de empuxo efetivo é obtido pela equação 41:

$$c_{ef} = \frac{I_{sef}}{c_{ef}^*} \quad (41)$$

Com o valor do coeficiente de empuxo determina-se a área da garganta do propulsor pela equação 42:

$$A_T = \frac{E}{c_{ef} P_k} \quad (42)$$

onde  $P_k$  é a pressão na câmara em Pa.

Conhecendo a área da garganta, pode-se determinar o diâmetro de saída da tubeira através da expressão 43:

$$D_a = \sqrt{\frac{4\varepsilon_{exp} A_T}{\pi}} \quad (43)$$

onde  $\varepsilon_{exp}$  é o fator de expansão.

Também é possível obter o diâmetro da garganta do propulsor pela equação 44:

$$d_t = \sqrt{\frac{4A_T}{\pi}} \quad (44)$$

Para se construir o contorno da câmara de combustão é necessário calcular o comprimento característico da câmara, que geralmente é obtido por dados experimentais. O comprimento é definido pela equação 45:

$$L^* = \frac{V_k}{A_T} \quad (45)$$

onde  $V_k$  é o volume da câmara.

Segundo a expressão empírica de Kessaev, o comprimento característico é definido pela equação 46:

$$L^* = \frac{A}{\sqrt{10P_k}} \quad (46)$$

onde  $A$  é o valor experimental  $713 \text{ kg}^{0,5} \text{ s}^{-1} \text{ m}^{0,5}$  (KESSAEV, 1997).

O diâmetro da câmara é obtido pela equação 47:

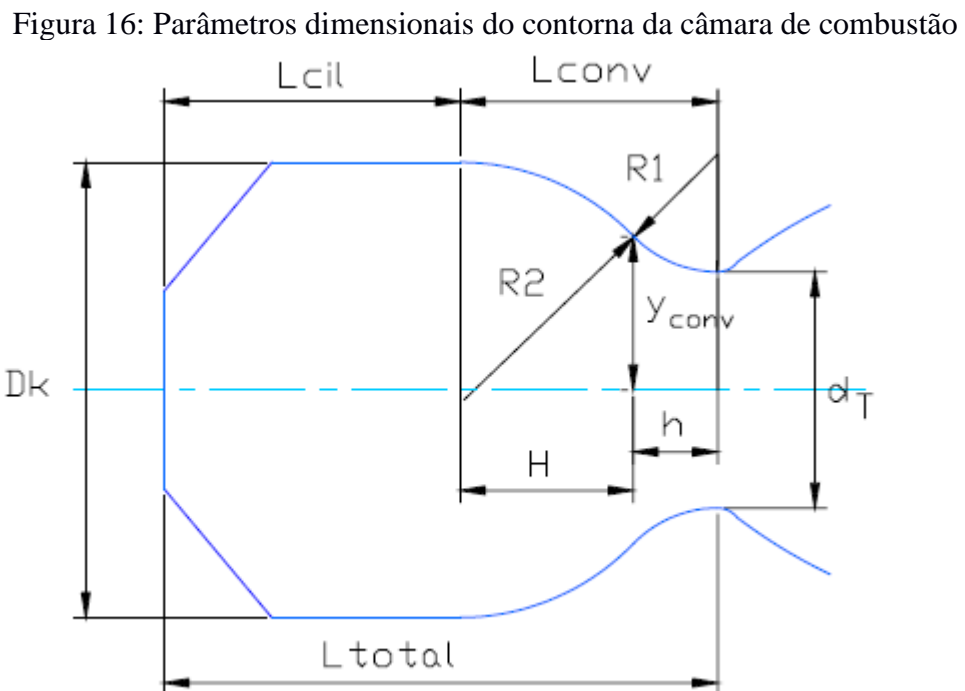
$$D_k = d_t \cdot \sqrt{\bar{A}} \quad (47)$$

onde  $d_t$  é o diâmetro da garganta e  $\bar{A}$  o parâmetro calculado pela equação 48:

$$\bar{A} = \frac{C}{\sqrt{10 \cdot P_k \cdot d_t \cdot 1000}} \quad (48)$$

onde  $C$  é o valor experimental  $63500 \text{ kg}^{0,5} \text{ s}^{-1}$  (KESSAEV, 1997).

Os parâmetros dimensionais do contorno da câmara podem ser visualizados na figura abaixo:



Fonte: (BERNARDES, 2000) pág 38.

A razão entre os raios  $R_r$  é obtida pela equação 49:

$$R_r = 0,1 \frac{P_k}{10^6} + 1 \quad (49)$$

onde a unidade de pressão a ser utilizada deve estar em Mpa.

O comprimento da região convergente é definido pela equação 50:

$$L_{conv} = 0,5 d_t \sqrt{(2 + R_r \sqrt{\bar{A}})^2 - [(R_r - 1)\sqrt{\bar{A}} + 3]^2} \quad (50)$$

Os comprimentos  $h$  e  $H$ , o raio  $y_{conv}$  e a relação  $\bar{Y}$  são obtidos pelas expressões:

$$h = L_{conv} \frac{2}{2 + R_r \sqrt{\bar{A}}} \quad (51)$$

$$H = L_{conv} \left(1 - \frac{h}{L_{conv}}\right) \quad (52)$$

$$\bar{Y} = \frac{h}{L_{conv}} \sqrt{\bar{A}} + \frac{H}{L_{conv}} \quad (53)$$

$$y_{conv} = \bar{Y} \frac{d_t}{2} \quad (54)$$

O volume da parte convergente é definido pela equação 55:

$$\Delta V_k = A_T L_{conv} \left[ \left[ (2\bar{A} + \bar{Y}^2) \frac{H}{3L_{conv}} \right] + (\bar{Y}^2 + \bar{Y} + 4) \frac{h}{6L_{conv}} \right] \quad (55)$$

Para se obter o comprimento da parte cilíndrica da câmara é utilizada a expressão 56:

$$L_{cil} = (V_k - \Delta V_k) \frac{1}{A_k} \quad (56)$$

onde  $A_k$  é a área da seção transversal da câmara que é obtida pela equação 57:

$$A_k = \frac{\pi D_k^2}{4} \quad (57)$$

O raio  $R_1$  é obtido pela expressão 58:

$$R_1 = \frac{[y_{conv} + (R_2 - \frac{D_k}{2})](H+h)}{H} - \frac{d_t}{2} - \left(R_2 - \frac{D_k}{2}\right) \quad (58)$$

onde o raio  $R_2$  é obtido pela equação 59:

$$R_2 = R_r \cdot \frac{D_k}{2} \quad (59)$$

### 3.3.1 Espessura da parede da câmara de combustão

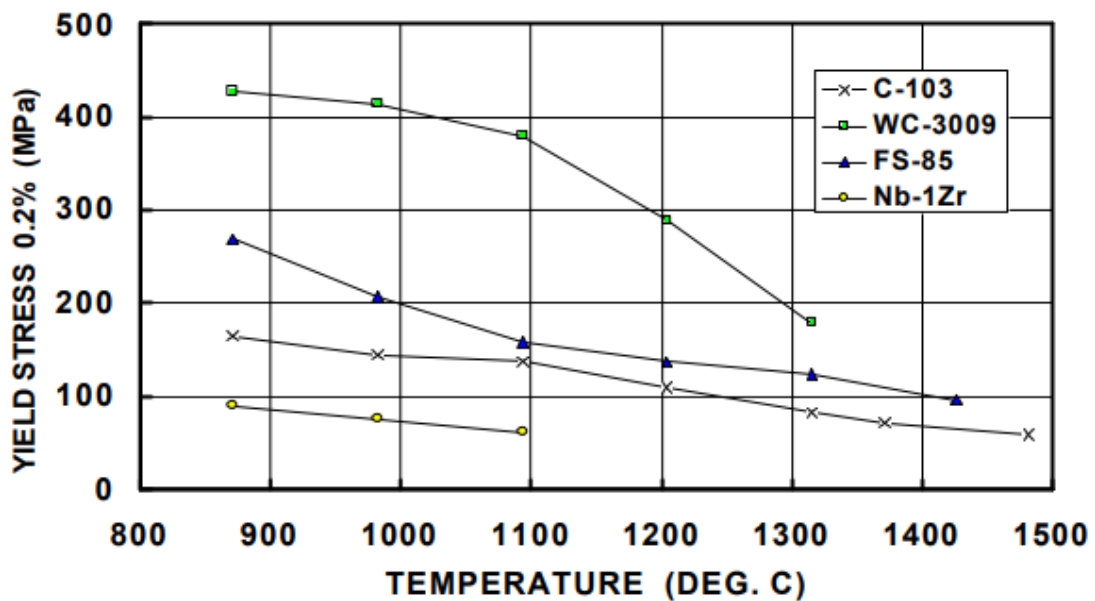
A câmara de combustão deve suportar a pressão interna da combustão gerada pelos gases quentes sem que haja o comprometimento da estrutura. Como a câmara é cilíndrica é possível estimar sua tensão atuante na parede através da equação 60:

$$S = \frac{PD}{2t_w} \quad (60)$$

no qual P é a pressão interna da câmara de combustão, D o diâmetro da câmara, e  $t_w$  a espessura da parede do cilindro (KRZYCKI, 1971).

Como o material selecionado para a construção do propulsor é a liga de Nióbio C-103, a tensão de trabalho admissível se encontra na faixa de 90 a 190 MPa conforme mostrado na figura 17:

Figura 17: Tensão de trabalho vs temperatura de trabalho



Fonte: (WOJCIK, 2001) pág 7.

Sabendo-se a tensão de trabalho admissível a espessura mínima da parede pode ser calculada pela expressão:

$$t_w = \frac{PD}{2S} \quad (61)$$

Por se tratar da espessura mínima, a espessura real do propulsor deve ser maior a fim de suportar os processos de soldagem e se evitar a flambagem e possíveis concentradores de tensão (KRZYCKI, 1971).

Como o propulsor trabalha com a razão de mistura 1,5 na qual a temperatura na câmara alcança a faixa de 1329,82 K ou aproximadamente 1060 °C, o valor da tensão de trabalho admissível será aproximadamente 150 MPa.

Ao aplicarmos a equação 61, é possível observar que o valor da espessura mínima da parede é muito pequeno, o que impede a usinagem apropriada do propulsor, logo pode-se atribuir o valor da espessura como o valor mínimo para usinagem e soldagem apropriada.

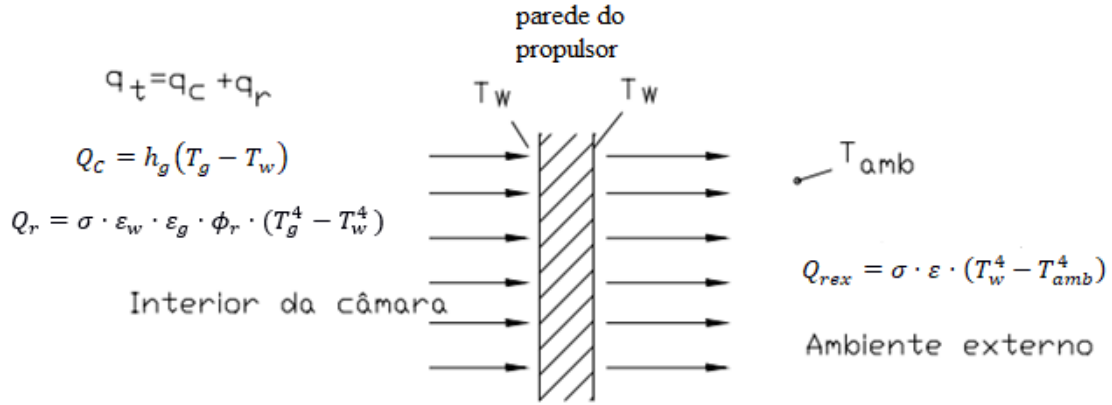
Segundo Krzycki, o valor da espessura que suporta as tensões adicionais e a soldagem é de 2,38 mm, logo foi arbitrado 2,5 mm para o propulsor.

#### 3.4 SISTEMA DE RESFRIAMENTO

O sistema de resfriamento tem como objetivo a criação de um filme de combustível para que a parede do propulsor possa suportar as temperaturas de combustão. O cálculo do sistema neste trabalho a fim de simplificação adotou o sistema de resfriamento por radiação, focando em determinar os fluxos de calor por radiação e convecção internas e a radiação externa, e por fim determinar a temperatura da parede do lado externo do propulsor. Caso a temperatura ultrapasse os parâmetros de operação do propulsor, deve-se alterar o material de construção ou aumentar a vazão do combustível para se formar um filme mais eficiente na câmara.

A Figura 18 mostra o esquema do sistema de resfriamento, no qual a o valor da temperatura da parede externa  $T_w$  é considerado o mesmo da parede interna devido a transferência por condução na parede ser desconsiderada por ter o seu valor baixo e não impactar no sistema. A temperatura ambiente é considerada zero devido o ambiente ser o espaço.

Figura 18: Esquema do sistema de resfriamento por radiação



Fonte: Próprio autor.

Em regime permanente, a soma da transferência de calor por convecção e por radiação interna é igual a transferência de calor por radiação externa, conforme a equação:

$$Q_c + Q_r = Q_{rex} \quad (62)$$

### 3.4.1 Transferência de calor por radiação

A transferência de calor por radiação interna é obtida através da equação 63 descrita por Kessaev (1997):

$$Q_r = \sigma \cdot \epsilon_w \cdot \epsilon_g \cdot \phi_r \cdot (T_g^4 - T_w^4) \quad (63)$$

no qual  $\sigma$  é a constante de Stephan Boltzmann no valor de  $5,67 \times 10^{-8} \frac{W}{m^2K^4}$ ,  $\epsilon_w$  a emissividade do material de construção do propulsor,  $\epsilon_g$  a emissividade dos gases de combustão,  $\phi_r$  o coeficiente de absorção no valor de 0,6 e  $T_g$  a temperatura do gás e  $T_w$  a temperatura na parede.

Para se obter o valor da emissividade dos gases de combustão utiliza-se a equação 64:

$$\epsilon_g = \epsilon_{H_2O} + \epsilon_{CO_2} - \epsilon_{H_2O} \cdot \epsilon_{CO_2} \quad (64)$$

A emissividade da água e do dióxido de carbono foram obtidas calculando inicialmente as pressões parciais dos gases através das expressões:

$$P_{CO_2} = P_k \cdot FM_{CO_2} \quad (65)$$

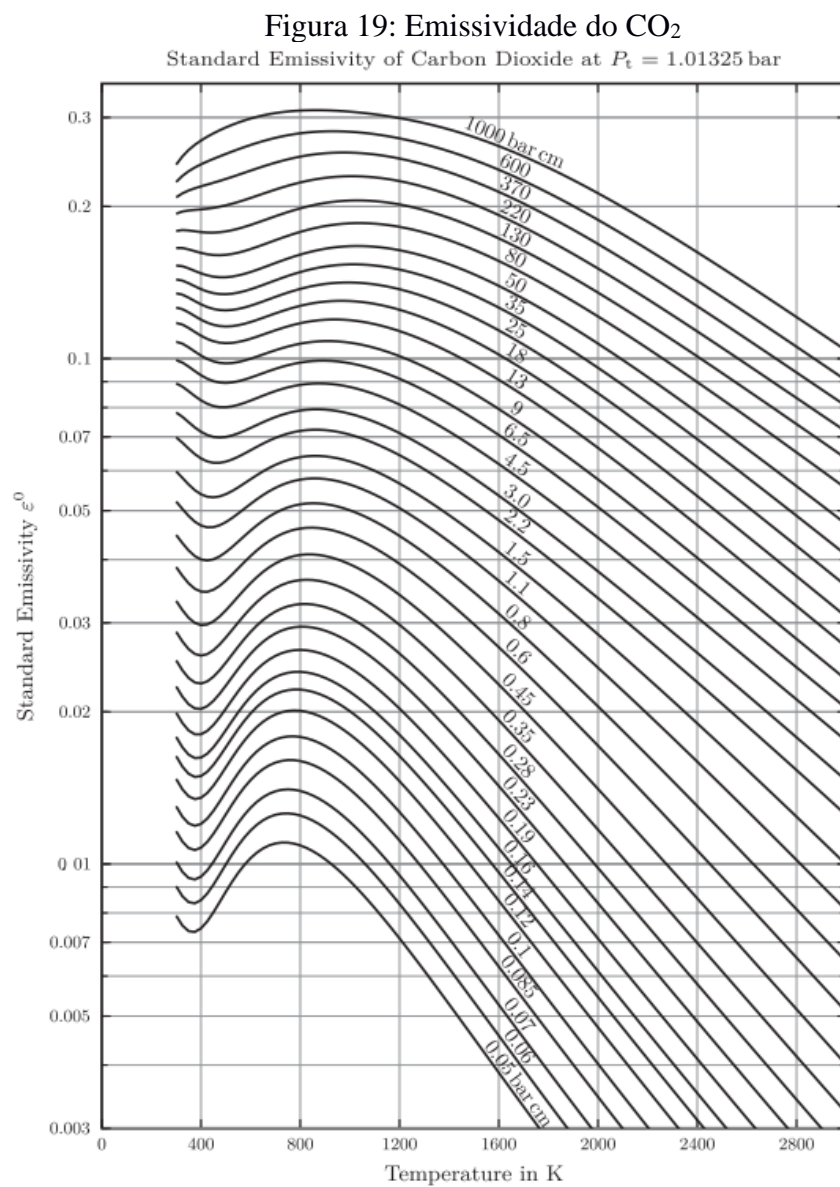
$$P_{H_2O} = P_k \cdot FM_{H_2O} \quad (66)$$

no qual  $P_k$  é a pressão na câmara de combustão em bar e FM a fração molar.

Em seguida é calculada a espessura da camada radiativa para câmaras cilíndricas pela equação:

$$l_r = 0,6 * D_k \quad (67)$$

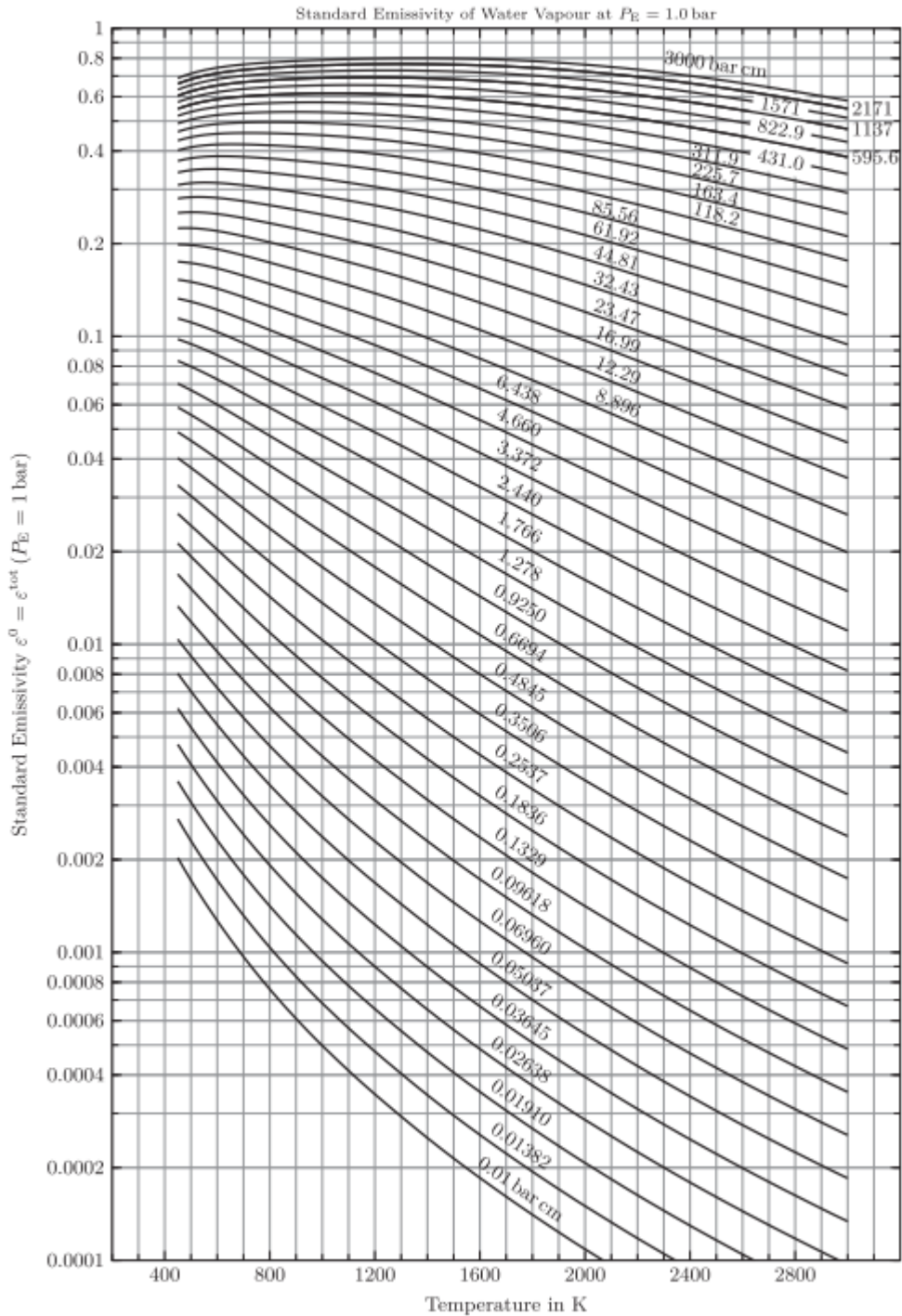
Com o valor do produto entre  $P_{CO_2}$  e  $l_r$  (em cm), e juntamente com a temperatura  $T_k$  pode-se determinar a emissividade do  $CO_2$  através do gráfico da Figura 19.



Fonte: (ALBERTI; WEBER; MANCINI, 2015)

O mesmo procedimento é realizado com o produto entre  $P_{H_2O}$  e  $l_r$  (em cm), e juntamente com a temperatura  $T_k$  se determina a emissividade inicial da água através da Figura 20.

Figura 20: Emissividade do vapor da água



Fonte: (ALBERTI; WEBER; MANCINI, 2016)



A emissividade da água é definida pela equação:

$$\varepsilon_{H_2O} = \varepsilon_{0H_2O} * \beta_{\rho_{H_2O}} \quad (68)$$

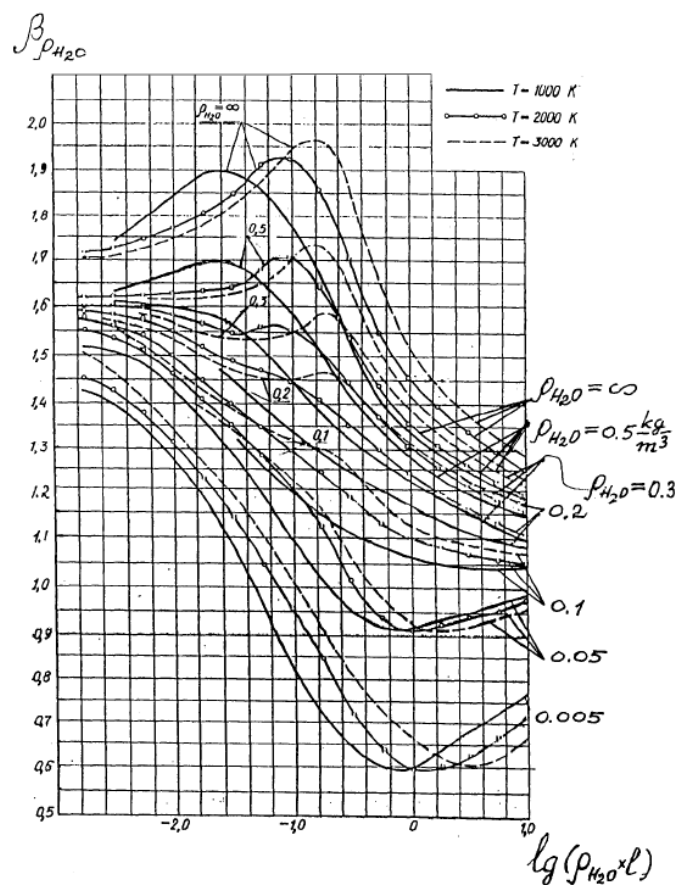
A densidade do vapor de água na câmara de combustão é definida por:

$$\rho_{H_2O} = \frac{P_{H_2O}}{\frac{R}{M_{H_2O}} T_k} \quad (69)$$

no qual  $P_{H_2O}$  é a pressão parcial do gás,  $R$  a constante universal dos gases ideais,  $M_{H_2O}$  o peso molar da água e  $T_k$  a temperatura na câmara de combustão.

Para se obter o valor do parâmetro  $\beta_{\rho_{H_2O}}$ , é calculado o logaritmo do produto entre a densidade e o comprimento  $l_r$  e o valor é utilizado no gráfico da Figura 21.

Figura 21: Parâmetro  $\beta_{\rho_{H_2O}}$  versus  $\lg(\rho_{H_2O} * l_r)$



Fonte: (KESSAEV, 1997)

Para a área externa do propulsor foi calculado a transferência por radiação externa através da equação:

$$Q_{rex} = \sigma \cdot \varepsilon \cdot (T_w^4 - T_{amb}^4) \quad (70)$$

no qual  $\varepsilon$  é a emissividade do material do propulsor,  $T_w$  a temperatura da superfície, e  $T_{amb}$  a temperatura do ambiente, que é considerada zero.

### 3.4.2 Transferência de calor por convecção

A transferência de calor por convecção interna é adquirida pela expressão 71:

$$Q_c = h_g(T_g - T_w) \quad (71)$$

no qual  $h$  é a condutividade térmica do gás.

Para se obter a condutividade térmica do gás, aplica-se a equação descrita em Dobrovolsky (2005):

$$\alpha_r = 0,0206 C_p \mu^{0,18} \frac{\dot{m}^{0,82}}{D^{1,82}} \left( \frac{T_0}{T_w} \right)^{0,35} \quad (72)$$

no qual  $C_p$  é o calor específico do gás,  $\mu$  a viscosidade,  $\dot{m}$  o fluxo de massa,  $D$  o diâmetro do local analisado,  $T_0$  a temperatura de estagnação e  $T_w$  a temperatura na parede.

O propulsor foi separado em três seções, sendo elas a câmara de combustão, a garganta e a tubeira, e posteriormente calculada a transferência por convecção.

Substituindo os valores da equação 63, 70 e 71 na equação 62 temos a equação que será resolvida em razão do termo  $T_w$ , que será a única incógnita:

$$h_g(T_g - T_w) + \sigma \cdot \varepsilon_w \cdot \varepsilon_g \cdot \phi_r \cdot (T_g^4 - T_w^4) = \sigma \cdot \varepsilon \cdot (T_w^4 - T_{amb}^4) \quad (73)$$

Através dessa equação é possível obter o valor da temperatura aproximada da parede externa  $T_w$ .

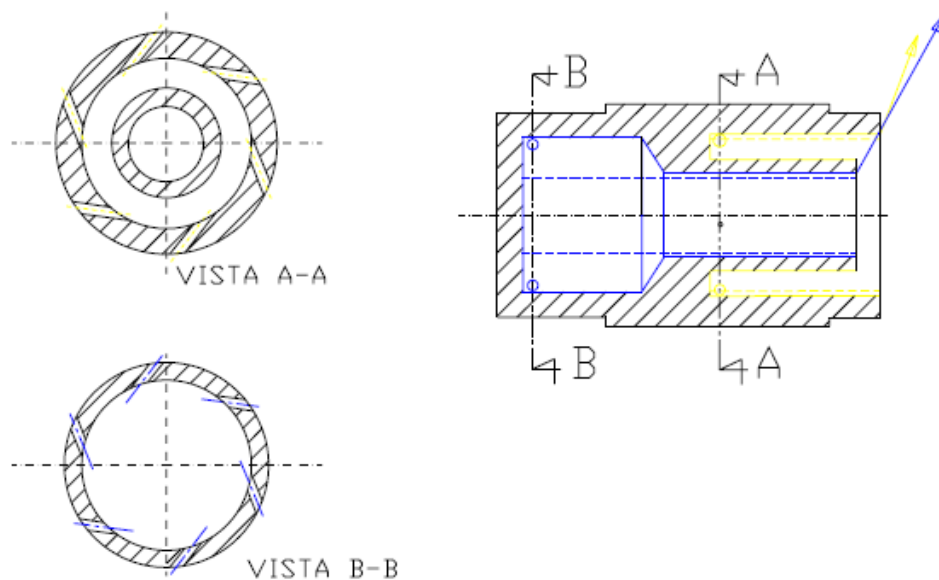
### 3.5 PROJETO DO SISTEMA DE INJEÇÃO

Um injetor para se mostrar eficiente deve cumprir com alguns requisitos, como a garantia de injeção contínua dos propelentes na câmara de combustão, a injeção da quantidade mássica correta dos propelentes para que se mantenha a razão de mistura projetada, a desfragmentação da folha de líquido, atomização ideal dos líquidos para que se tenha a dispersão do propelente e combustão eficiente (MASCHIO, 2017).

Há diversos tipos de injetores que podem ser aplicados em motores foguetes, dentre eles os mais utilizados são os do tipo jato colidente e tangencial centrífugo. No injetor do tipo jato colidente os propelentes são injetados através de diversos pequenos furos o que gera uma colisão entre os jatos de combustível e oxidante. No injetor do tipo tangencial centrífugo há uma câmara de vórtice na qual o líquido entra através de orifícios tangenciais rotacionando na parede da câmara e gerando um filme cônico que se transforma em gotas (BERNARDES, 2000).

Para este trabalho foi selecionado o injetor do tipo tangencial centrífugo. A Figura 22 mostra um desenho esquemático de um injetor do tipo tangencial centrífugo bipropelente.

Figura 22: Desenho esquemático de um injetor centrífugo tangencial bipropelente



Fonte: (BERNARDES, 2000) pág 25.

O sistema de injeção parte do cálculo do valor médio de impulso específico em relação a não homogeneidade da distribuição do coeficiente da razão de mistura  $\alpha$ , representado na equação 74:

$$I_{es.teor.\alpha} = \sum_{i=1}^c \bar{m}_i I_{es} \cdot i \quad (74)$$

onde  $\bar{m}_i = \frac{\dot{m}_i}{\dot{m}_c}$  – vazão relativa de massa na camada  $i$  ( $c$  = número de camadas);

$\dot{m}_c$  – Vazão mássica através da câmara de combustão;

$I_{es} \cdot i$  – Impulso específico teórico na camada  $i$ ;

A equação 74 pode ser reescrita como:

$$I_{es.teor.\alpha} = \bar{m}_{nuc} \cdot I_{es.nuc} + \bar{m}_p \cdot I_{es.p} \quad (75)$$

Sendo que a vazão mássica  $\bar{m}_p \cdot I_{es.p}$  para a proteção de pequenas câmaras de combustão deve ser entre 0.15 a 0.20 para que se obtenha uma proteção segura da câmara.

Com o valor do impulso específico teórico é possível obter o impulso específico esperado através da equação 76:

$$I_{es.esp} = I_{es.teor.\alpha} \cdot \varphi_c \varphi_t \quad (76)$$

onde  $\varphi_c$  é o coeficiente de eficiência da câmara no valor de 0.94 e  $\varphi_t$  o coeficiente de eficiência da tubeira no valor de 0.97.

A velocidade característica esperada é obtida pela equação 77:

$$c_{esp}^* = c_{teor.\alpha}^* \varphi_c \quad (77)$$

onde  $c_{teor.\alpha}^*$  é a velocidade característica teórica calculada pela equação 78:

$$c_{teor.\alpha}^* = \sum \bar{m}_i c_i^* \quad (78)$$

O valor esperado do coeficiente de empuxo é calculado através da equação 79:

$$c_{f.esp} = c_{f.teor.\alpha} \varphi_t \quad (79)$$

onde o coeficiente de empuxo teórico  $c_{f.teor.\alpha}$  é obtido pela equação 80:

$$c_{f.teor.\alpha} = \frac{I_{es.teor.\alpha}}{c_{teor.\alpha}^*} \quad (80)$$

Considerando a câmara de combustão isobárica, ou seja, a pressão constante, e coeficiente de expansão igual a 1, pode-se calcular a área da seção crítica através da equação 81:

$$A'_t = \frac{F}{\left(c_{f.esp} - \bar{A}_e \frac{p_e}{p_c}\right) p_c} \quad (81)$$

onde  $F$  é a força de empuxo em Newtons,  $\bar{A}_e$  a área da saída do propulsor,  $p_e$  a pressão externa em Pa e  $p_c$  a pressão na câmara de combustão em Pa.

O cálculo do diâmetro da área crítica é definido pela equação 82:

$$d'_t = \sqrt{\frac{4 \cdot A'_t}{\pi}} \quad (82)$$

A área relativa da câmara de combustão é obtida pela equação 83:

$$\bar{A}_C = \frac{136 \cdot 10^3}{\sqrt{10 p_c d_t}} \quad (83)$$

onde  $p_c$  é a pressão na câmara em Pa e  $d_t$  o diâmetro da área crítica em mm.

O diâmetro da câmara de combustão é calculado pela equação 84:

$$d_c = d_t \sqrt{\bar{A}_C} \quad (84)$$

A vazão mássica total através da câmara é calculada pela equação 85:

$$\dot{m}_c = \frac{p_c A_t}{c_{esp}^*} \quad (85)$$

Com a vazão definida, é obtida as vazões no núcleo e camada de proteção do propulsor através das equações 86 e 87:

$$\dot{m}_n = \bar{m}_n \cdot \dot{m}_c \quad (86)$$

$$\dot{m}_p = \bar{m}_p \cdot \dot{m}_c \quad (87)$$

onde  $\bar{m}_n$  é a vazão para o núcleo no valor de 0.8 e  $\bar{m}_p$  a vazão mássica para a proteção da câmara no valor de 0.2.

O modelo de injeção utilizado neste projeto é o de injetores centrífugos bicomponentes no núcleo e injetores centrífugos monocomponentes na camada limite do propulsor pois eles garantem uma melhor qualidade de mistura em áreas pequenas, quando comparados a outros tipos de injeção.

A vazão do combustível e do oxidante no núcleo do propulsor é obtida através das equações 88 e 89:

$$\dot{m}_n^{ox} = \frac{\dot{m}_n}{1 + \frac{1}{\alpha_n}} \quad (88)$$

$$\dot{m}_n^c = \frac{\dot{m}_n}{\alpha_n + 1} \quad (89)$$

onde  $\alpha_n$  é a razão de mistura do ponto de maior impulso específico.

Semelhante a definição anterior, é calculada a vazão do oxidante e combustível na camada de proteção através das equações 90 e 91:

$$\dot{m}_p^{ox} = \frac{\dot{m}_p}{1 + \frac{1}{\alpha_p}} \quad (90)$$

$$\dot{m}_p^c = \frac{\dot{m}_p}{\alpha_p + 1} \quad (91)$$

onde  $\alpha_p$  é a razão de mistura da camada de proteção.

A formação da camada de proteção se dá pela metade de vazões dos injetores do segundo nível com as vazões dos injetores periféricos do terceiro nível. Logo, a vazão do oxidante através de cada injetor do segundo nível é obtida pela equação 92:

$$\dot{m}_{2.ox} = \frac{\dot{m}_p^{ox}}{3} \quad (92)$$

A vazão de cada injetor de combustível no segundo nível é calculada a partir da equação 93:

$$\dot{m}_{2.com} = \frac{\dot{m}_{2.ox}}{\alpha_n} \quad (93)$$

A vazão dos injetores do terceiro nível é determinada pela equação 94:

$$\dot{m}_{3.com} = \frac{\dot{m}_p^c - 3 \cdot \dot{m}_{2.com}}{12} \quad (94)$$

A vazão do oxidante no injetor central é obtida pela equação 95:

$$\dot{m}_{1ox} = \dot{m}_n^{ox} + \dot{m}_p^{ox} - 6\dot{m}_{2.ox} \quad (95)$$

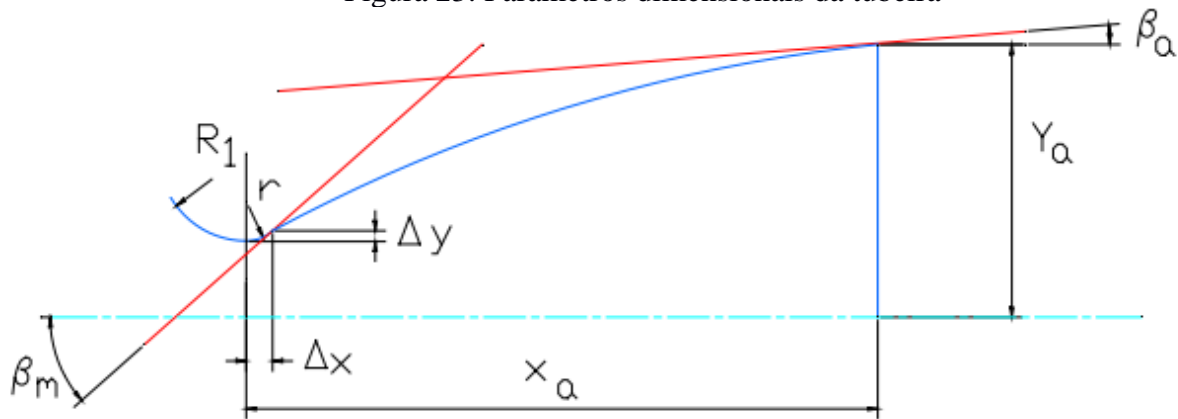
A vazão do combustível no injetor central é calculada pela equação 96:

$$\dot{m}_{1.c} = \dot{m}_n^c - 6\dot{m}_{2.c} \quad (96)$$

### 3.6 DIMENSIONAMENTO DA TUBEIRA (NOZZLE)

Para se desenvolver a tubeira, foram definidos os parâmetros dimensionais de acordo com a Figura 23.

Figura 23: Parâmetros dimensionais da tubeira



Fonte: (BERNARDES, 2000) pág 40.

Em motores existentes o ângulo  $\beta_a$  variam de 9 a 11°.

O diâmetro de saída é obtido pela equação 97:

$$d_e = d_t \sqrt{\bar{A}_e} \quad (97)$$

no qual  $d_t$  é o diâmetro da garganta do propulsor e  $\bar{A}_e$  a razão de expansão.

O ângulo de convergência  $\beta_m$  é obtido pela equação 98:

$$\bar{\beta}_m = \bar{\beta}_{m1} + \frac{(\bar{a}_e - \bar{a}_{e1})(\bar{\beta}_{m2} - \bar{\beta}_{m1})}{\bar{a}_{e2} - \bar{a}_{e1}} \quad (98)$$

no qual  $\bar{\beta}_{m1}$ ,  $\bar{\beta}_{m2}$ ,  $\bar{d}_{e1}$  e  $\bar{d}_{e2}$  são obtidos na tabela de referência de Kudrjajtsev baseados no valor de  $\beta_a$  e  $y_r$  que pode ser calculado através da expressão (VASILIEV; KUDRYAVTSEV; KUZNETSOV, 1993):

$$y_r = \frac{2 \cdot y_a}{d_T} \quad (99)$$

O raio de concordância entra a parte supersônica e a garganta do propulsor é calculado pela expressão:

$$r = 0,15 \cdot d_T \quad (100)$$

Com os parâmetros  $r$  e  $\beta_m$  definidos é possível obter os parâmetros  $\Delta y$  e  $\Delta x$  através das equações 101 e 102:

$$\Delta x = r \cdot \text{sen}(\beta_m) \quad (101)$$

$$\Delta y = r \cdot (1 - \text{cos}(\beta_m)) \quad (102)$$

O valor do comprimento da tubeira  $x_a$  é obtido pela expressão 103:

$$x_a = \bar{x} \cdot \frac{d_T}{2} \quad (103)$$

onde  $\bar{x}$  é obtido pela interpolação 104:

$$\bar{x} = \frac{\bar{x}_1 + (\bar{d}_e - \bar{d}_{e1})(\bar{x}_2 - \bar{x}_1)}{\bar{d}_{e2} - \bar{d}_{e1}} \quad (104)$$

no qual  $\bar{x}_1$  e  $\bar{x}_2$  são obtidos na tabela de referência de Kudrjajtsev e  $\bar{d}_e$  que pode ser calculado pela expressão 105:

$$\bar{d}_e = \frac{d_e}{d_T} \quad (105)$$

Para o contorno da tubeira, foi utilizado um código em Python desenvolvido por Raviram (2021), que utiliza a teoria de Rao descrita no trabalho de Newlands (2017), como técnica de construção da tubeira, mostrado no Apêndice A.



## 4 RESULTADOS E DISCUSSÕES

### 4.1 ANÁLISE DOS PROPELENTES

Sistemas propulsivos que não sejam tóxicos, possuam alta eficiência e sejam de baixo custo vem cada vez mais sendo buscados no mercado aeroespacial. O Brasil é o país que possui do ponto de vista tecnológico a maior capacidade de produção de etanol na forma de combustível, o que torna esse composto atrativo para a utilização como um propelente. O peróxido de hidrogênio ( $H_2O_2$ ) é um dos candidatos a propelente verde mais estudados no âmbito aeroespacial por possuir baixo custo de produção e não ser tóxico.

O Brasil desenvolveu em 2017 no INPE, um combustível a base de etanolamina e etanol, com o peróxido de hidrogênio na concentração de 90% como oxidante. Este combustível apresentou a eficiência próxima ao de um combustível à base de monometilhidrazina e tetróxido de nitrogênio, par geralmente utilizado na propulsão de satélites.

Com base nessas informações, este trabalho utilizou o combustível verde desenvolvido como referência no desenvolvimento do propulsor de 200N.

Os resultados para os parâmetros de desempenho e termoquímicos provenientes da análise do combustível no programa computacional CEA-NASA se encontram na Tabela 7 .

Tabela 7: Parâmetros de propulsão obtidos pelo CEA-NASA

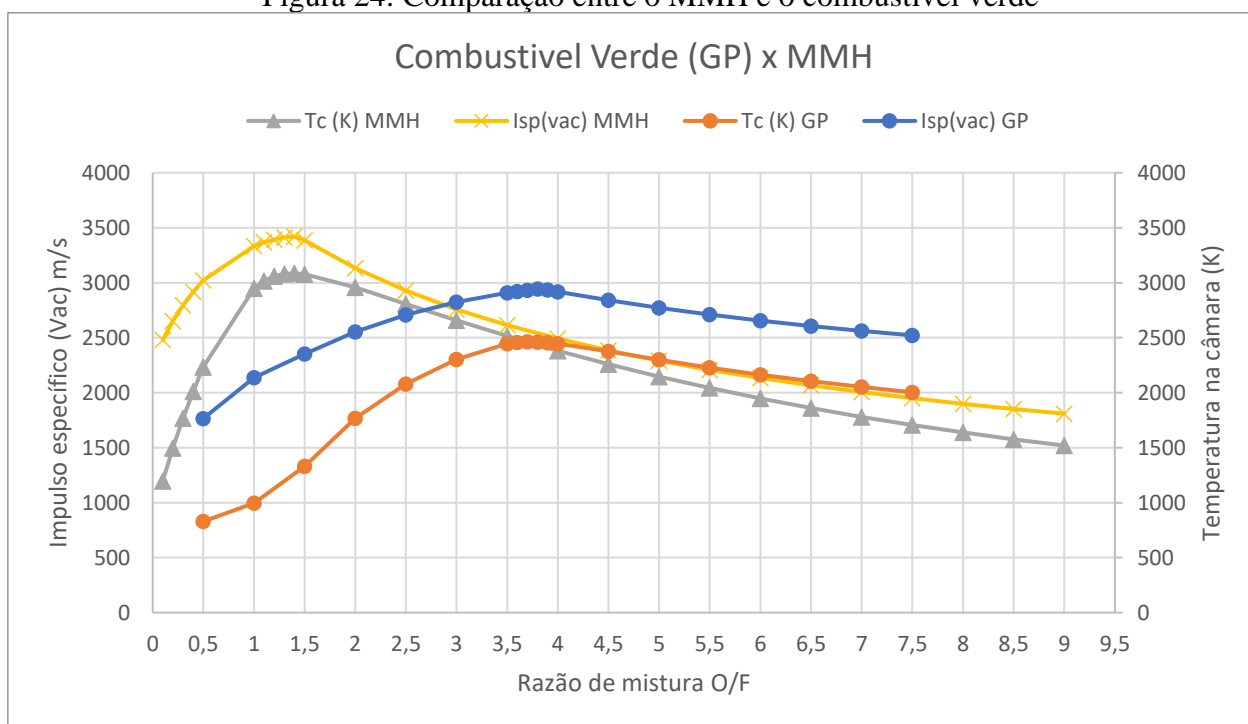
<b>Parâmetros de propulsão</b>	
Pressão da câmara de combustão	10 bar
Empuxo teórico (N)	200
Mistura combustível/oxidante (O/F)	3,8
Razão de expansão $\varepsilon$	65
$c^*$ (m/s)	1515,2
$I_{sp}$ (m/s)	2943,1
Razão dos calores específicos	1,8712
Temperatura de combustão (K)	2460,18

Fonte: Próprio autor

Para as mesmas condições de projeto, foi avaliado no CEA-NASA o par de propelente tetróxido de nitrogênio e monometilhidrazina (MMH) para se comparar o impulso específico e temperatura de combustão.

A Figura 24 mostra o gráfico de comparação entre os combustíveis, no qual pode se notar os impulsos específicos máximos e as temperaturas na câmara de combustão.

Figura 24: Comparação entre o MMH e o combustível verde



Fonte: Próprio autor

A Tabela 8 mostra os dados de impulso específico máximo e temperatura na câmara de combustão dos respectivos combustíveis.

Tabela 8: Dados de comparação dos propelentes analisados

**Comparação entre propelentes**

<b>C<sub>2</sub>H<sub>7</sub>NO/C<sub>2</sub>H<sub>5</sub>OH + H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> 90%</b>		<b>NTO + MMH</b>	
Isp <sub>(vac)</sub> (m/s)	2943,1	Isp <sub>(vac)</sub> (m/s)	3421,7
Tc (K)	2460,18	Tc (K)	3085,79

Fonte: Próprio autor

O combustível à base de etanolamina e etanol é relativamente novo, e comparado ao par à base de hidrazina o mesmo se mostra promissor, pois apresenta impulso específico próximo com uma diferença de 16%. Pelo ponto de vista ambiental, o H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>, etanolamina e etanol não são tóxicos, em comparação a monometilhidrazina que é um produto cancerígeno e o tetróxido de nitrogênio que pode ser fatal em curtas exposições e baixas concentrações. No quesito custo, o combustível escolhido pode chegar a custar por volta de R\$ 35,00/kg a R\$50,00/kg, enquanto a composição com hidrazina custa cerca de R\$2000,00/kg, tornando o combustível sugerido um bom candidato na aplicação de motores bipropelentes líquidos brasileiros, pois para a mesma faixa de empuxo mesmo que se utilize uma maior quantidade de combustível verde, o mesmo ainda se torna mais viável devido a toxicidade, facilidade de manipulação e o próprio valor.

#### 4.2 DIMENSIONAMENTO DO PROPULSOR

Os dados expostos na Tabela 9 mostram as dimensões geométricas da câmara de combustão do propulsor e tubeira (*nozzle*) adquiridas através do equacionamento detalhado nas seções 3.3 e 3.6 da metodologia.

Tabela 9: Dimensões do propulsor

---

**Sumário do dimensionamento**

---

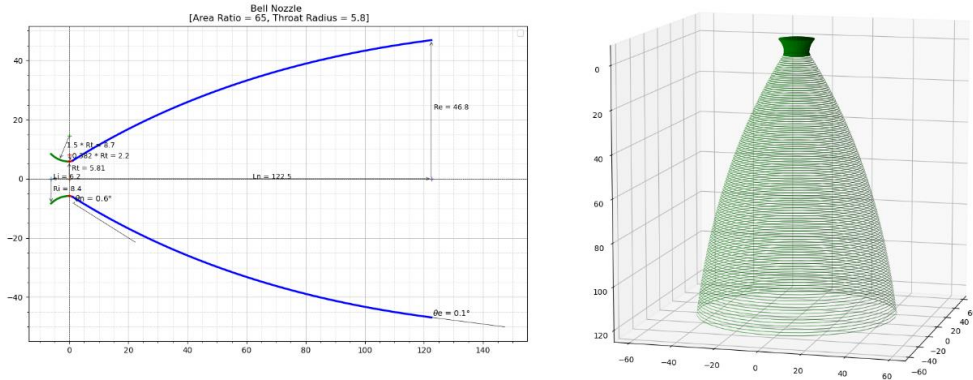
Diâmetro da garganta (mm)	11,62
Diâmetro da câmara (mm)	28,20
Ângulo de convergência	34°
Ângulo de expansão	10°
Volume da câmara (mm <sup>3</sup> )	23916
Comprimento da região cilíndrica (mm)	27,25
Comprimento da região convergente (mm)	19,52
Diâmetro da saída da tubeira (mm)	93,69
Comprimento da tubeira (mm)	162,62
Comprimento da tubeira do tipo sino (mm)	122,5
Espessura da parede (mm)	2,5

---

Fonte: Próprio autor

A Figura 25 mostra o resultado obtido no código de contorno da tubeira, na qual é dada as coordenadas para melhor aproximação da curva criada.

Figura 25: Resultado do programa de contorno de tubeira



Fonte: Próprio autor.

A Tabela 10 abaixo mostra as coordenadas utilizadas para o desenvolvimento do contorno da tubeira do propulsor.

Tabela 10: Coordenadas do contorno da tubeira

**Coordenadas do contorno da tubeira em mm**

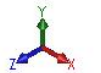
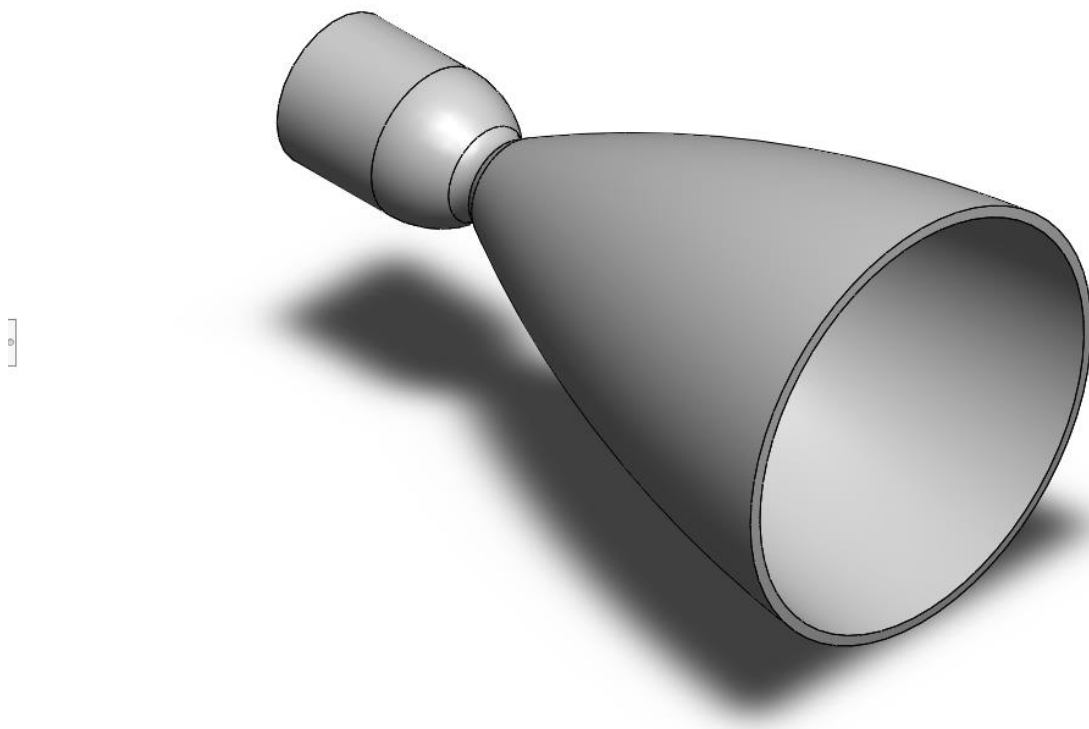
Eixo x	Eixo y	Eixo x	Eixo y
0	5,81	70	36,3
5	8,5	75	37,6
10	11,7	80	38,9
15	14,2	85	40,3
20	16,8	90	41,4
25	19,3	95	42,3
30	21,7	100	43,3
35	23,8	105	44,2
40	25,9	110	45,2
45	28	115	45,9
50	29,9	120	46,5

55	31,6	122,5	46,8
60	33,3		
65	34,8		

Fonte: Próprio autor

A Figura 26 mostra o esboço do motor foguete desenvolvido a partir dos dados expostos na Tabela 9.

Figura 26: Representação do motor foguete desenvolvido



\*Isométrica

Fonte: Próprio autor.

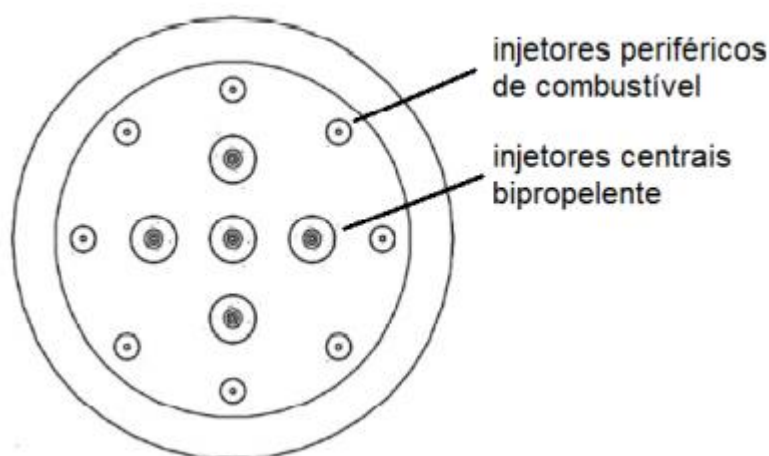
#### 4.2.1 Dimensionamento dos injetores

Para realizar o cálculo dos injetores foi levado em conta a alimentação dos propelentes pressurizados através de um cabeçote injetor, local este que é composto por uma placa com os injetores de combustível e outra placa com os injetores de oxidante. As placas são separadas a

fim que não aconteça a pré-mistura dos propelentes antes de ambos chegarem à câmara de combustão.

Considerado a vazão mássica de 15 g/s de combustível e 55 g/s de oxidante e estimando a queda de pressão em torno de 5 atm foi desenvolvido um cabeçote injetor composto por cinco injetores centrais centrífugos com vazão mássica total de 70 g/s e oito injetores periféricos de vazão mássica de 1 g/s cada, totalizando 8 g/s. Os injetores periféricos foram posicionados a fim de formarem o filme de combustível responsável pelo resfriamento do propulsor. A Figura 27 mostra a disposição dos injetores no cabeçote injetor proposto.

Figura 27: Cabeçote injetor



Fonte: Adaptado de (FISCHER, 2014).

Geralmente é utilizada o combustível nos injetores periféricos devido ao oxidante ser um componente mais ativo, o que pode gerar a oxidação das paredes do propulsor, porém dependendo das propriedades térmicas do oxidante, pode-se utilizá-lo como refrigerante do sistema (SAVONOV, 2011).

Os propulsores a bipropelentes líquidos em sua maior parte apresentam o filme líquido de proteção térmica formado por injetores a jato. Como esses injetores possuem menor ângulo de cone do *spray* a injeção pode ser direcionada sobre a parede da câmara de combustão, o que acaba proporcionando um melhor contato do combustível com a estrutura interna da câmara, logo a troca térmica entre o combustível e as paredes do propulsor são favorecidas (SAVONOV, 2011).

Os injetores centrífugos possuem algumas vantagens em relação ao injetor a jato, pois para a mesma vazão e queda de pressão, as dimensões geométricas de ambos podem ser variadas. Por exemplo, para uma vazão de 1 g/s, um injetor centrífugo pode apresentar diâmetros do orifício de descarga até quatro vezes maiores do que o injetor a jato. Do ponto de vista de fabricação, torna-se mais barato realizar a construção dos injetores centrífugos, já que o mesmo pode utilizar ferramentas de usinagem mais comuns no mercado, e não dependem de uma precisão maior devido as dimensões maiores (FISCHER, 2014).

As tabelas abaixo mostram os resultados obtidos no dimensionamento dos injetores que compõem o cabeçote de injeção. Para os cálculos foram utilizados um código em MATLAB descrito no trabalho de Fischer (2014) e a teoria de Abramovich que adota como princípio a utilização de um fluido ideal, ou seja, sem perdas de energia devido o atrito causado pela viscosidade.

A Tabela 11 mostra os dados de entrada do código para os injetores periféricos e a Tabela 12 as suas dimensões.

Tabela 11: Dados de entrada do injetor periférico

<b>Dados para o dimensionamento do injetor de combustível periférico</b>	
Pressão na câmara – $P_c$ (Pa)	1000000
Densidade do combustível – $\rho$ ( $kg/m^3$ )	809,3
Velocidade característica – $C_{star}$ (m/s)	1205,6
Impulso específico – $I_{sp}$ (s)	239,847
Empuxo – $F$ (N)	200
Razão O/C – $r$	1,5
Viscosidade dinâmica – $\nu$ (kg/m.s)	0,0012
Número de furos tangenciais – $n$	4
Ângulo do cone transiente – $\beta$ (°)	90
Constante gravitacional – $g_0$ ( $m/s^2$ )	9,80665
Fluxo de massa – $\dot{m}$ (kg/s)	0,0025

Fonte: Próprio autor

Tabela 12: Dimensões dos injetores periféricos

<b>Sumário do dimensionamento do injetor de combustível periférico</b>	
Diâmetro do orifício de descarga – $d_s$ (mm)	0,3853

Comprimento do orifício de descarga - $l_s$ (mm)	3,7
Número de orifícios de entrada tangencial - $n$	4
Diâmetro do canal de entrada tangencial - $d_e$ (mm)	0,3072
Comprimento do canal de entrada tangencial - $l_e$ (mm)	0,6144
Raio do centro até o canal de entrada tangencial - $R$ (mm)	0,7705
Diâmetro da câmara de vórtice - $D_{cv}$ (mm)	1,8482
Comprimento da câmara de vórtice - $L_{cv}$ (mm)	2,3072
Ângulo do cone transiente - $\beta$ (°)	90

Fonte: Próprio autor

A Tabela 13 mostra os parâmetros de entrada para a câmara primária dos injetores de combustível localizados no centro da placa e a Tabela 14 as suas dimensões.

Tabela 13: Dados de entrada da câmara primária

<b>Dados para o dimensionamento da câmara primária do injetor</b>	
Pressão na câmara - $P_c$ (Pa)	1000000
Densidade do combustível - $\rho$ ( $kg/m^3$ )	809,3
Velocidade característica - $C_{star}$ (m/s)	1515,2
Impulso específico - $I_{sp}$ (s)	300,112
Empuxo - $F$ (N)	200
Razão O/C - $r$	3,8
Viscosidade dinâmica - $\nu$ (kg/m.s)	0,0012
Número de furos tangenciais - $n$	4
Ângulo do cone transiente - $\beta$ (°)	90
Constante gravitacional - $g_0$ ( $m/s^2$ )	9,80665
Fluxo de massa - $\dot{m}$ (kg/s)	0,01442

Fonte: Próprio autor

Tabela 14: Dimensões da câmara primária dos injetores centrífugos centrais

<b>Sumário do dimensionamento da câmara primária do injetor</b>	
Diâmetro do orifício de descarga - $d_s$ (mm)	0,6977
Comprimento do orifício de descarga - $l_s$ (mm)	3,7
Número de orifícios de entrada tangencial - $n$	4



Diâmetro do canal de entrada tangencial – $d_e$ (mm)	0,5148
Comprimento do canal de entrada tangencial – $l_e$ (mm)	1,0296
Raio do centro até o canal de entrada tangencial – $R$ (mm)	1,3955
Diâmetro da câmara de vórtice – $D_{cv}$ (mm)	3,3057
Comprimento da câmara de vórtice – $L_{cv}$ (mm)	2,5148
Ângulo do cone transiente – $\beta$ (°)	90

Fonte: Próprio autor

A Tabela 16 mostra os parâmetros de entrada para a câmara secundária dos injetores localizados no centro da placa e a Tabela 16 as suas dimensões.

Tabela 15: Dados de entrada da câmara secundária

<b>Dados para o dimensionamento da câmara secundária do injetor</b>	
Pressão na câmara – $P_c$ (Pa)	1000000
Densidade do combustível – $\rho$ ( $kg/m^3$ )	1390
Velocidade característica – $C_{star}$ (m/s)	1515,2
Impulso específico – $I_{sp}$ (s)	300,112
Empuxo – $F$ (N)	200
Razão O/C – $r$	3,8
Viscosidade dinâmica – $\nu$ (kg/m.s)	0,001252
Número de furos tangenciais – $n$	4
Ângulo do cone transiente – $\beta$ (°)	90
Constante gravitacional – $g_0$ ( $m/s^2$ )	9,80665
Fluxo de massa – $\dot{m}$ (kg/s)	0,0139

Fonte: Próprio autor

Tabela 16: Dimensões da câmara secundária dos injetores centrífugos centrais

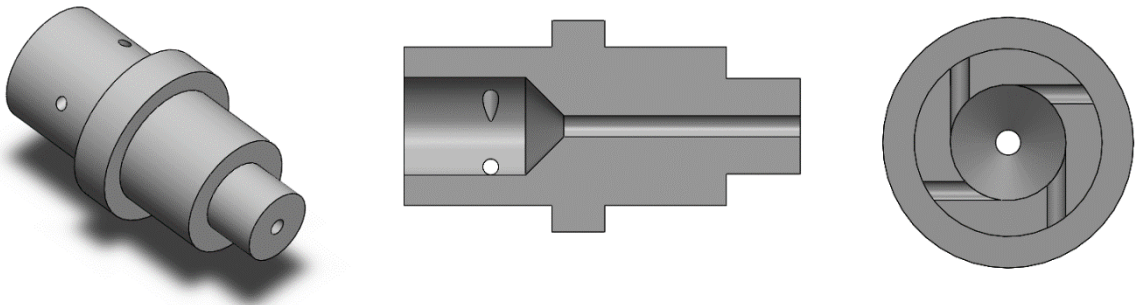
<b>Sumário do dimensionamento da câmara secundária do injetor</b>	
Diâmetro do orifício de descarga – $d_s$ (mm)	1,2074
Comprimento do orifício de descarga – $l_s$ (mm)	0,6037
Número de orifícios de entrada tangencial – $n$	4
Diâmetro do canal de entrada tangencial – $d_e$ (mm)	0,8409
Comprimento do canal de entrada tangencial – $l_e$ (mm)	1,6819
Raio do centro até o canal de entrada tangencial – $R$ (mm)	2,4147

Diâmetro da câmara de vórtice – $D_{cv}$ (mm)	5,6704
Comprimento da câmara de vórtice – $L_{cv}$ (mm)	2,8409
Ângulo do cone transiente – $\beta$ (°)	90

Fonte: Próprio autor

A Figura 28 mostra a modelagem dos injetores periféricos de combustível. O desenho esquemático se encontra no Apêndice G.

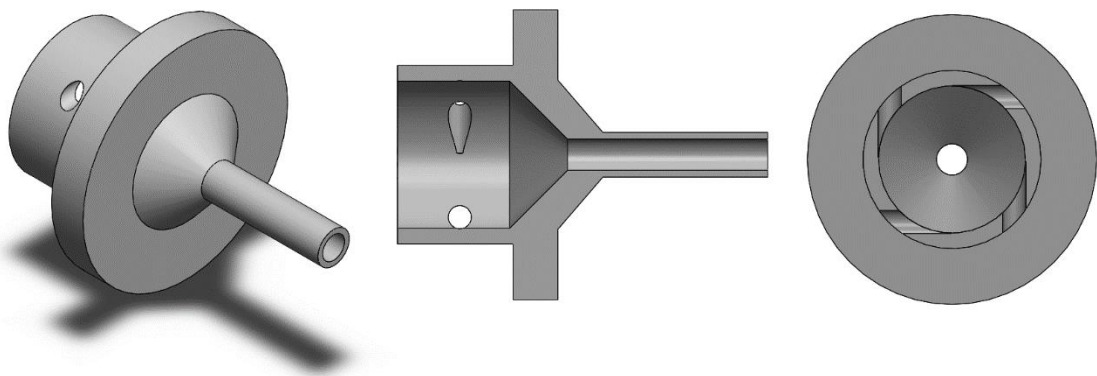
Figura 28: Modelagem dos injetores periféricos de combustível



Fonte: Próprio autor

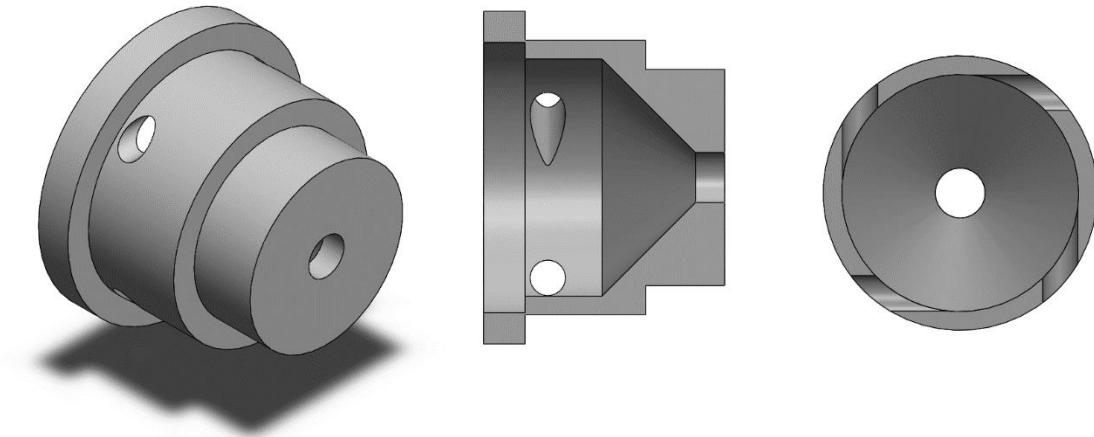
A Figura 29 e Figura 30 mostram a modelagem das câmaras dos injetores centrais bipropelentes. Os desenhos esquemáticos se encontram no Apêndice G.

Figura 29: Modelagem da câmara primária dos injetores centrais



Fonte: Próprio autor

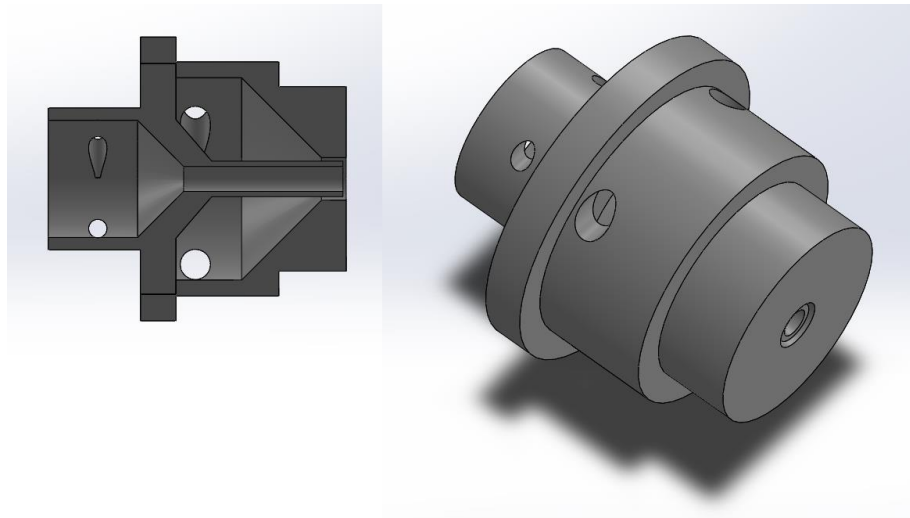
Figura 30: Modelagem da câmara secundária dos injetores centrais



Fonte: Próprio autor

A Figura 31 mostra um desenho da montagem da câmara primária e secundária.

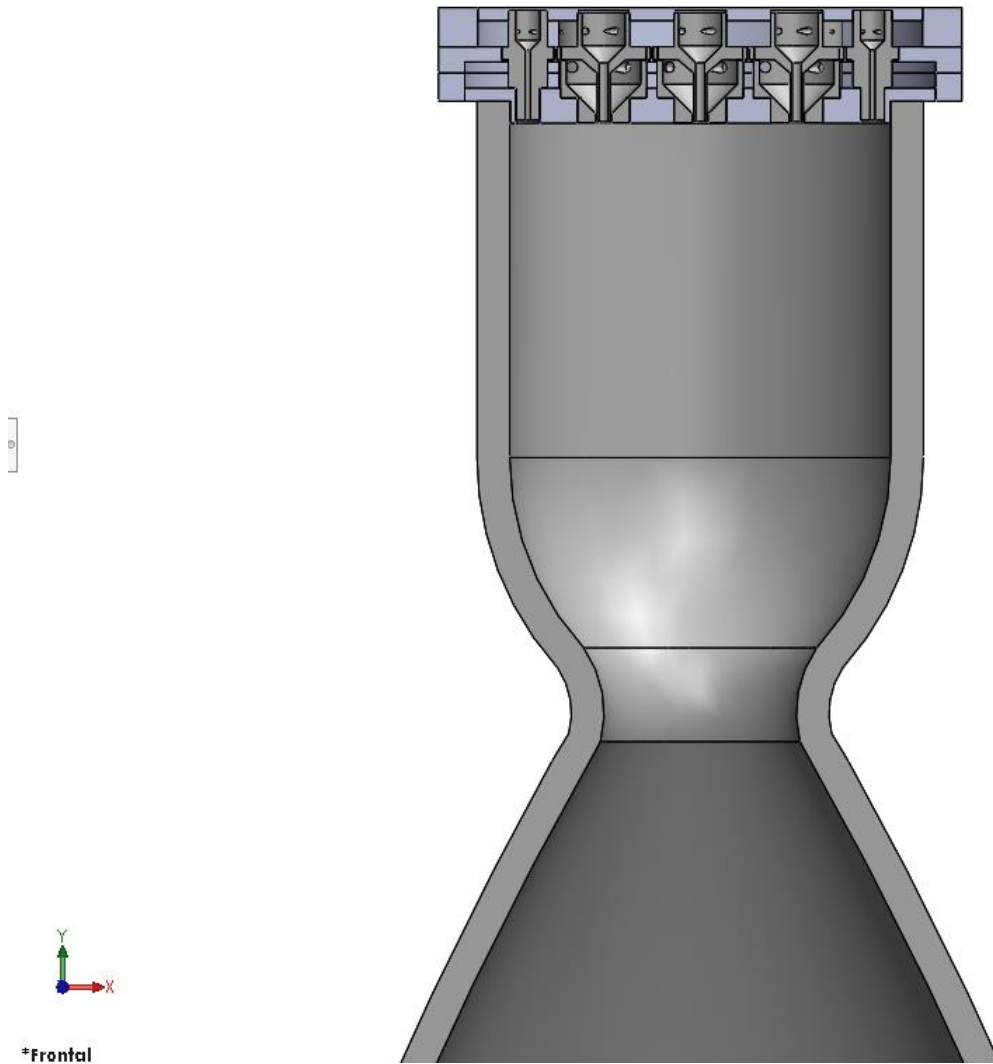
Figura 31: Montagem das câmaras primária e secundária dos injetores bipropelentes centrais



Fonte: Próprio autor

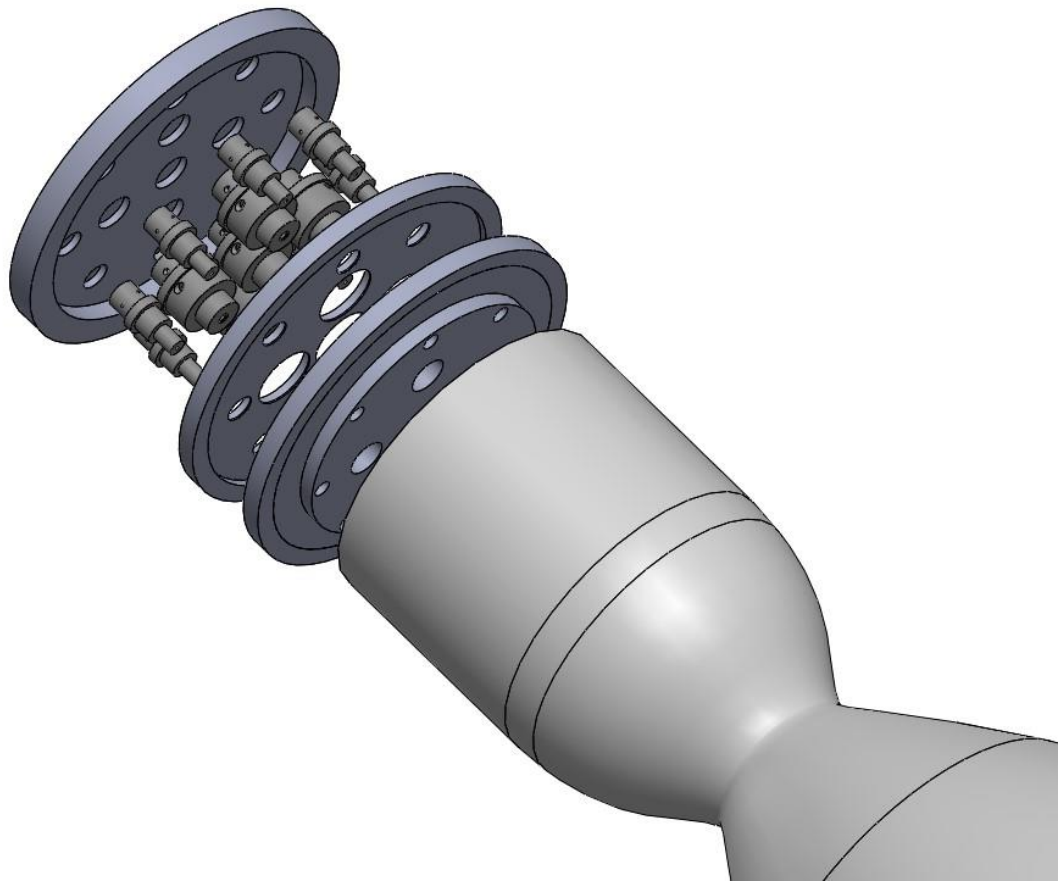
A Figura 32 mostra um desenho da montagem do cabeçote injetor no propulsor e a Figura 33 mostra uma vista explodida das placas injetoras e os injetores. Os desenhos esquemáticos das placas injetoras que compõe o cabeçote de injeção se encontram no Apêndice G.

Figura 32: Representação do cabeçote de injeção do propulsor (vista em corte)



Fonte: Próprio autor

Figura 33: Representação do cabeçote de injeção do propulsor (vista explodida)



Fonte: Próprio autor

### 4.3 SISTEMA DE RESFRIAMENTO

Ao aplicar os cálculos expostos na seção 3.4 da metodologia deste trabalho, foi obtido os seguintes resultados mostrados na tabela abaixo:

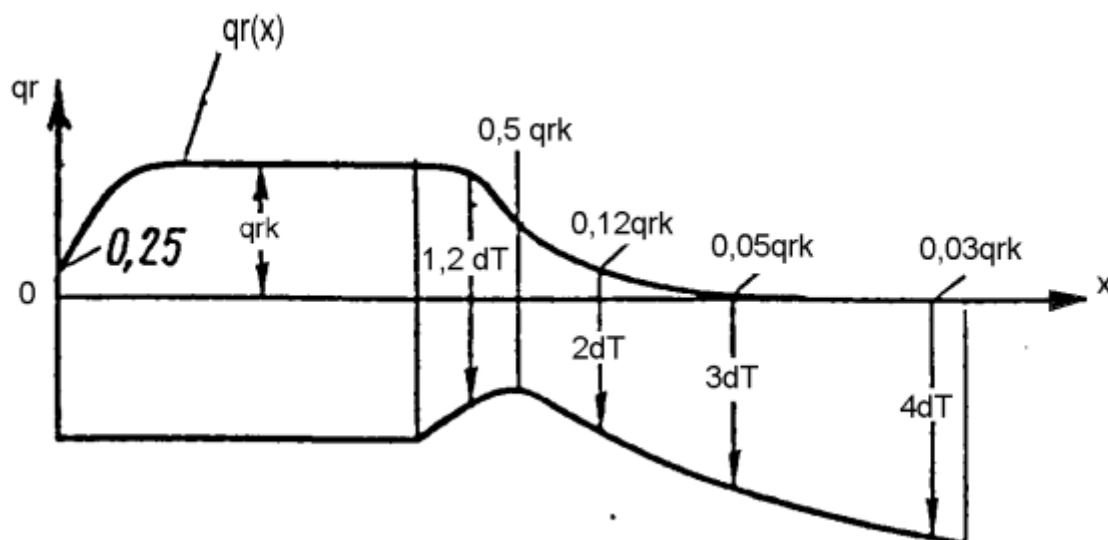
Tabela 17: Cálculos térmicos do propulsor

<b>Fluxo de calor no propulsor</b>	
Transferência de calor por radiação interna na câmara de combustão	1227,84 W
Transferência de calor por radiação interna na garganta	152,27 W
Transferência de calor por radiação interna na tubeira	14,75 W
Transferência de calor por convecção na câmara de combustão	54764,72 W
Transferência de calor por convecção na garganta	43565,6 W
Transferência de calor por convecção na tubeira	2324,98 W
Temperatura da parede externa da câmara	1253,48 K
Temperatura da parede externa da garganta	1178,24 K
Temperatura da parede externa da tubeira	564,61 K

Fonte: Próprio autor

O fluxo de calor de um propulsor não é o mesmo em toda sua extensão. De acordo com Kessaev (1997), o fluxo de calor por radiação ao longo de um propulsor pode ser verificado empiricamente conforme a Figura 34:

Figura 34: Distribuição do fluxo de calor por radiação ao longo do propulsor



Fonte: (KESSAEV, 1997)

A fim de simplificação, os cálculos de radiação e convecção foram feitos com os dados da câmara de combustão, da garganta e da tubeira em pontos específicos. Como há o decaimento de fluxo de calor em direção a saída, ao se garantir o resfriamento adequado na câmara e garganta, e validando os resultados para a maior temperatura alcançada, pode-se validar o material construtivo e integridade do propulsor.

A transferência de calor por condução que ocorre internamente na parede do propulsor foi desconsiderada devido ser uma espessura pequena e não apresentar um valor significativo para o sistema.

Conforme observado na Tabela 17, a temperatura da parede externa é menor que a temperatura de trabalho suportada pelo material, que é de 1753 K. Logo a liga de Nióbio C-103 pode ser mantida como o material construtivo do projeto.

## 5 CONCLUSÃO

O trabalho desenvolvido descreveu o projeto de um propulsor bipropelente na faixa de 200N de empuxo para aplicação na transferência de órbita de satélites, mostrando a metodologia e resultados que descrevem o projeto de um protótipo do motor, os injetores e seu cabeçote de injeção.

Inicialmente foi descrita a classificação dos sistemas de propulsão existentes, sendo o foco deste trabalho a propulsão líquida. Seguido das definições de um sistema propulsivo, no qual foram descritos os fenômenos de empuxo, a razão de mistura de combustíveis e o atraso de ignição.

Os aspectos de seleção de propelentes líquidos foram abordados a fim de justificar a escolha dos propelentes para este trabalho, nos qual apresenta as condições ecológicas, o desempenho, toxicidade, custo, estocabilidade, complexidade de utilização, entre outros.

Foram descritos a teoria dos bocais ou tubeiras, o projeto de injetores e suas propriedades e por fim o sistema de resfriamento da câmara de combustão através da criação de um filme de combustível.

O projeto iniciou com a seleção dos combustíveis, baseado no trabalho de Maschio, que desenvolveu uma mistura de Etanolamina e Etanol como combustível e Peróxido de Hidrogênio a 90% como oxidante. O combustível foi analisado no software CEA-NASA utilizando a pressão na câmara, fator de expansão e razão de mistura do combustível como dados iniciais.

O material construtivo selecionado para o propulsor foi a liga de Nióbio C-103, uma liga composta por Nb-89%, Hf-10% e Ti-1% e muito utilizado no setor aeroespacial devido suas propriedades físicas e térmicas.

Foram feitos os projetos da câmara de combustão, a espessura da parede do propulsor e o projeto do sistema de resfriamento utilizando as teorias apresentadas.

Os injetores do tipo tangencial centrífugo dual foram projetados com o auxílio de um código em linguagem Matlab descrito no trabalho de Fischer, seguindo a teoria de Abramovich que adota a utilização de um fluido ideal como parâmetro de projeto.

Foram projetados cinco injetores dual centrais com vazão total de 70 g/s e oito injetores periféricos com vazão de 1 g/s para a criação do filme de resfriamento na parede da câmara de combustão.



O contorno da tubeira foi projetado com o auxílio de um código em linguagem Python, que utiliza como base a teoria de Rao.

Os resultados obtidos foram as dimensões de um propulsor que utiliza propelentes verdes como combustível, e dos injetores que compõe o cabeçote de injeção.

Sugere-se para trabalhos futuros a construção deste protótipo para a observação e testes em bancada do propulsor, para assim poder compará-lo aos resultados encontrados na literatura e validar o projeto.

Sugere-se ainda o projeto dos demais componentes como a linha de alimentação dos combustíveis, as válvulas de alimentação, os tanques de armazenamento do combustível e o sistema de controle.

Além disto, é recomendado uma simulação em CFD para observar a dinâmica dos fenômenos que ocorrem no propulsor e injetores.

## REFERÊNCIAS

ALBERTI, Michael; WEBER, Roman; MANCINI, Marco. Re-creating Hottel's emissivity charts for carbon dioxide and extending them to 40bar pressure using HITEMP-2010 data base. **Combustion and Flame**, [s. l.], v. 162, n. 3, p. 597–612, 2015. Disponível em: <https://doi.org/10.1016/j.combustflame.2014.09.005>

ALBERTI, Michael; WEBER, Roman; MANCINI, Marco. Re-creating Hottel's emissivity charts for water vapor and extending them to 40 bar pressure using HITEMP-2010 data base. **Combustion and Flame**, [s. l.], v. 169, p. 141–153, 2016. Disponível em: <https://doi.org/10.1016/j.combustflame.2016.04.013>

AMRI, Redha; GIBBON, D.; REZOUQ, T. The design, development and test of one newton hydrogen peroxide monopropellant thruster. **Aerospace Science and Technology**, [s. l.], v. 25, n. 1, p. 266–272, 2013. Disponível em: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2012.02.002>

ANTUNES, Eduardo Vichi. a Evolução Histórica Do Programa Espacial Brasileiro. **Os Primeiros Cinquenta Anos**, [s. l.], p. 16, 2016.

BALDISSERA, Rafaela *et al.* Propelentes sólidos para foguetes Avaliação teórica do desempenho da mistura nitrato de potássio/açúcar. **Revista Interdisciplinar de Ciência Aplicada**, [s. l.], v. 2, n. 2, 2016.

BERGMAN, Theodore L; *et al.* **Fundamentos de Transferência de Calor e de Massa**. 7 eded. Rio de Janeiro: LTC, 2014. *E-book*.

BERNARDES, José Alberto Mendes. **Método de projeto básico de motores-foguete a propelente líquido para controle de atitude**. 142 f. 2000. - Instituto Tecnológico da Aeronáutica, [s. l.], 2000.

CANNON, James L. Liquid Propulsion: Propellant Feed System Design. **Encyclopedia of Aerospace Engineering**, [s. l.], v. 2, 2010. Disponível em: <https://doi.org/10.1002/9780470686652.eae110>

CARACTERÍSTICAS NIOBIO C-103. [S. l.], [s. d.]. Disponível em: <http://www.matweb.com/search/datasheet.aspx?MatGUID=ed50a3a07706450590669cedc7784150&ckck=1>. Acesso em: 29 out. 2020.

DAVIS, Stephen M.; YILMAZ, Nadir. Advances in Hypergolic Propellants: Ignition, Hydrazine, and Hydrogen Peroxide Research. **Advances in Aerospace Engineering**, [s. l.], v. 2014, n. 1, p. 1–9, 2014. Disponível em: <https://doi.org/10.1155/2014/729313>

DE; OLIVEIRA, Marielle. **ANÁLISE NUMÉRICA DE PARÂMETROS DE PROJETO PARA BOCAL SUPERSÔNICO UTILIZADO EM APLICAÇÕES AEROESPACIAIS**. 2017. - UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA CATARINA, [s. l.], 2017. Disponível em:

[https://repositorio.ufsc.br/bitstream/handle/123456789/181837/TCC\\_Marielle\\_de\\_Oliveira\\_Engenharia\\_Aeroespacial.pdf?sequence=1&isAllowed=y](https://repositorio.ufsc.br/bitstream/handle/123456789/181837/TCC_Marielle_de_Oliveira_Engenharia_Aeroespacial.pdf?sequence=1&isAllowed=y)

DESANTIS, Dylan. Satellite Thruster Propulsion- H2O2 Bipropellant Comparison with Existing Alternatives. [s. l.], n. APRIL 2014, 2016.

DOBROVOLSKY, MB. **Liquid propellant rocket engines**. 2 ed. Moscou: [s. n.], 2005.

FISCHER, Gustavo Alexandre Achilles. **Injetores centrífugos duais e jato-centrífugos para aplicação em propulsão de foguetes**. 230 f. 2014. - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE, [s. l.], 2014. Disponível em: [sid.inpe.br/mtc-m19/2014/02.07.19.42-TDI](http://sid.inpe.br/mtc-m19/2014/02.07.19.42-TDI)

GAIOSKI, Alexandre. **A Cooperação Tecnológica No Âmbito Do Programa Espacial Brasileiro**. 2012. - Universidade De Brasília Instituto De Relações Internacionais-Irel, [s. l.], 2012.

GALVÃO, Mateus Ferreira Torres. **Projeto Estrutural de um Motor-Foguete Acadêmico a Combustível Sólido**. 2018. - Universidade Federal do Rio Grande do Norte, [s. l.], 2018.

HINCKEL, José Nivaldo *et al.* **Desenvolvimento de um Propulsor Bipropelente com Empuxo de 200 Newton**. Caxambu: IX Congress Brasileiro de Engenharia e Ciências Térmicas, ENCIT, 2002.

HUANG, David H.; HUZEL, Dieter K. **Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines**. [S. l.: s. n.], 1992. Disponível em: <https://doi.org/10.2514/4.866197>

INPE. **BTSA**. [S. l.], 2018. Disponível em: <http://www.lcp.inpe.br/instalacoes/btsa/>.

KANG, Hongjae *et al.* Development status of 500 N scale green hypergolic bipropellant thruster using hydrogen peroxide as an oxidizer. **51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference**, [s. l.], n. July, 2015. Disponível em: <https://doi.org/10.2514/6.2015-4062>

KESSAEV, Jose. **Theory and Calculation of Liquid Propellant Engines**. Moscou: Moscow Aviation Institute, 1997.

KRZYCKI, Leroy J. **Como Projetar , Construir e Testar Motores de Foguete Líquidos Pequenos**. China Lake: [s. n.], 1971.

LARSON, Wiley J; WERTZ, James R. **Spacecraft Mission Analysis and Design**. [S. l.: s. n.], 1999. *E-book*.

MAHLER, Wagner. **PROJETO DE FOGUETE PARA LANÇAMENTO DE NANO SATÉLITES**. 2014. - INPE, [s. l.], 2014.

MASCHIO, Leandro José. **Desenvolvimento e otimização de materiais hipergólicos para aplicação em motores foguete**. 135 f. 2017. - Universidade de São Paulo: Escola de Engenharia de Lorena, [s. l.], 2017.

MOTA, Fábio A. S.; HINCKEL, José N. Estudo do desempenho dos diferentes sistemas propulsivos para a transferência de um saté- te para uma órbita geoestacionária. [s. l.], n. May 2018, 2014. Disponível em: <https://doi.org/10.5540/03.2013.001.01.0190>

NEWLANDS, R. **The Thrust Optimised Parabolic nozzle**. [S. l.: s. n.], 2017.

PALMÉRIO, Ariovaldo Felix. **Introdução à Tecnologia de Foguetes**. 2<sup>a</sup>ed. São José dos Campos: [s. n.], 2017. ISSN 9788578110796. Disponível em: <https://doi.org/10.1017/CBO9781107415324.004>

RARATA, Grzegorz; ROKICKA, Karolina; SURMACZ, Paweł. Hydrogen peroxide as a high energy compound optimal for propulsive applications. **Central European Journal of Energetic Materials**, [s. l.], v. 13, n. 3, p. 778–790, 2016. Disponível em: <https://doi.org/10.22211/cejem/65005>

RAVIRAM. **Bell Nozzle**. [S. l.: s. n.], 2021.

RIBEIRO, Marcos Vinícius Fernandes. Metodologia de Projeto e Validação de Motores Foguete a Propelente Sólido. [s. l.], p. 1–98, 2013.

SALLES, Carlos Eduardo Rolfsen; SERRA JR, Aguinaldo Martins. **Medidas De Desempenho E Análise Térmica De Um Propulsor Bipropelente De 200N De Empuxo**. Bahia - Brazil: [s. n.], 2008. Disponível em: <http://mtc-m16c.sid.inpe.br/col/sid.inpe.br/mtc-m18@80/2008/12.19.13.10/doc/medidas.pdf>.

SAVONOV, Roman Ivanovitch. **Análise numérica e teórica de injetores tipo " swirl " empregados em motores-foguete a propelente líquido**. 173 f. 2011. - Instituto Tecnológico de Aeronáutica, [s. l.], 2011.

SOUZA, Luiz Fernando Santos *et al.* **Concepção de uma bancada de testes para injetores utilizando fluidos superaquecidos**. Gramado - RS: [s. n.], 2013.

SUTTON, George P; BIBLARZ, Oscar. **Rocket Propulsion Elements**. 9th. ed. New York: John Wiley & Sons., 2017.

VASILIEV, A P; KUDRYAVTSEV, V M; KUZNETSOV, V A. **Fundamentos da teoria e cálculo de motores de foguetes de propelente líquido**. 4. ed. Moscou: [s. n.], 1993.

VASQUES, Brunno Barreto; SOUZA, Luís Carlos Gadelha de. Projeto De Motor Foguete Bipropelente Líquido. **INPE**, [s. l.], 2008.

VÁSQUEZ, Roger Apaza. Desenvolvimento De Um Injetor Centrífugo Dual Para Biocombustíveis Líquidos. [s. l.], p. 219, 2011. Disponível em: <http://mtc-m16d.sid.inpe.br/col/sid.inpe.br/mtc-m19/2011/03.21.19.00/doc/publicacao.pdf>

WEBER, R. **Combustion Fundamentals with Elements of Chemical Thermodynamics**. [S. l.: s. n.], 2008. *E-book*.

WOJCIK, C. Craig. Thermomechanical processing and properties of niobium alloys. **Niobium, Science and Technology**, [s. l.], p. 163–173, 2001.

## APÊNDICE A – Código para contorno da tubeira

```
import math
import numpy as np
import matplotlib.pyplot as plt

from matplotlib.patches import Arc
from bisect import bisect_left

"""
    Implemented from the following technical notes
    The thrust optimised parabolic nozzle

    http://www.aspirespace.org.uk/downloads/Thrust%20optimised%20parabolic%20no
    zzle.pdf
    .....

    The radius of the nozzle exit:
     $Re = \sqrt{\epsilon} * Rt$  [Eqn. 2]
    and nozzle length
     $LN = 0.8 ((\sqrt{\epsilon}-1) * Rt) / \tan(15)$  [Eqn. 3]
    .....
    For the throat entrant section:
     $x = 1.5 Rt \cos\theta$ 
     $y = 1.5 Rt \sin\theta + 1.5 Rt + Rt$  [Eqn. 4]
    where:  $-135 \leq \theta \leq -90$ 
    (The initial angle isn't defined and is up to the
    combustion chamber designer, -135 degrees is typical.)
    .....
    For the throat exit section:
     $x = 0.382 Rt \cos\theta$ 
     $y = 0.382 Rt \sin\theta + 0.382 Rt + Rt$  [Eqn. 5]
    where:  $-90 \leq \theta \leq (\theta_n - 90)$ 
    .....
    The bell is a quadratic Bézier curve, which has equations:
     $x(t) = (1 - t)^2 * Nx + 2(1 - t)t * Qx + t^2 * Ex, 0 \leq t \leq 1$ 
     $y(t) = (1 - t)^2 * Ny + 2(1 - t)t * Qy + t^2 * Ey, 0 \leq t \leq 1$  [Eqn. 6]
    .....
    Selecting equally spaced divisions between 0 and 1 produces
    the points described earlier in the graphical method,
    for example 0.25, 0.5, and 0.75.
    .....
    Equations 6 are defined by points N, Q, and E (see the graphical method
    earlier for the locations of these points).

    Point N is defined by equations 5 setting the angle to  $(\theta_n - 90)$ .
     $Nx = 0.382 Rt \cos(\theta_n - 90)$ 
     $Ny = 0.382 Rt \sin(\theta_n - 90) + 0.382 Rt + Rt$ 
    .....
    Coordinate Ex is defined by equation 3, and coordinate Ey is defined by
    equation 2.
     $Ex = 0.8 * (((\sqrt{\epsilon}-1)-1) * Rt) / (\tan(15))$  # degrees in rad
     $Ey = \sqrt{\epsilon} * Rt$ 
    .....
    Point Q is the intersection of the lines:  $\rightarrow\rightarrow\rightarrow$ 
     $NQ = m1 x + C1$  and:  $\rightarrow\rightarrow\rightarrow$ 
```

$$Q_E = m_2 x + C_2 \quad [\text{Eqn. 7}]$$

where: gradient

$$m_1 = \tan(\theta_n), \quad m_2 = \tan(\theta_e) \quad [\text{Eqn. 8}]$$

and: intercept

$$C_1 = N_y - m_1 N_x$$

$$C_2 = E_y - m_2 E_x \quad [\text{Eqn. 9}]$$

.....  
The intersection of these two lines (at point Q) is given by:

$$Q_x = (C_2 - C_1) / (m_1 - m_2)$$

$$Q_y = (m_1 C_2 - m_2 C_1) / (m_1 - m_2) \quad [\text{Eqn. 10}]$$

.....  
"""

```
# sp.heat, area_ratio, throat_radius, length percentage,
def bell_nozzle(k, aratio, Rt, l_percent):
    # upto the nozzle designer, usually -135
    entrant_angle = -135
    ea_radian = math.radians(entrant_angle)

    # nozzle length percntage
    if l_percent == 60: Lnp = 0.6
    elif l_percent == 80: Lnp = 0.8
    elif l_percent == 90: Lnp = 0.9
    else: Lnp = 0.8
    # find wall angles (theta_n, theta_e) for given aratio (ar)

    angles = find_wall_angles(aratio, throat_radius, l_percent)
    # wall angles
    nozzle_length = angles[0]; theta_n = angles[1]; theta_e = angles[2];

    data_interval = 100
    # entrant functions
    ea_start = ea_radian
    ea_end = -math.pi/2
    angle_list = np.linspace(ea_start, ea_end, data_interval)
    xe = []; ye = [];
    for i in angle_list:
        xe.append( 1.5 * Rt * math.cos(i) )
        ye.append( 1.5 * Rt * math.sin(i) + 2.5 * Rt )

    #exit section
    ea_start = -math.pi/2
    ea_end = theta_n - math.pi/2
    angle_list = np.linspace(ea_start, ea_end,
data_interval)
    xe2 = []; ye2 = [];
    for i in angle_list:
        xe2.append( 0.382 * Rt * math.cos(i) )
        ye2.append( 0.382 * Rt * math.sin(i) + 1.382 * Rt )

    # bell section
    # Nx, Ny-N is defined by [Eqn. 5] setting the angle to (theta_n - 90)
    Nx = 0.382 * Rt * math.cos(theta_n - math.pi/2)
    Ny = 0.382 * Rt * math.sin(theta_n - math.pi/2) + 1.382 * Rt
    # Ex - [Eqn. 3], and coordinate Ey - [Eqn. 2]
    Ex = Lnp * ( (math.sqrt(aratio) - 1) * Rt ) / math.tan(math.radians(15)
)
    Ey = math.sqrt(aratio) * Rt
```

```

# gradient m1,m2 - [Eqn. 8]
m1 = math.tan(theta_n); m2 = math.tan(theta_e);
# intercept - [Eqn. 9]
C1 = Ny - m1*Nx; C2 = Ey - m2*Ex;
# intersection of these two lines (at point Q)-[Eqn.10]
Qx = (C2 - C1)/(m1 - m2)
Qy = (m1*C2 - m2*C1)/(m1 - m2)

# Selecting equally spaced divisions between 0 and 1 produces
# the points described earlier in the graphical method
# The bell is a quadratic Bézier curve, which has equations:
#  $x(t) = (1 - t)^2 * Nx + 2(1 - t)t * Qx + t^2 * Ex, 0 \leq t \leq 1$ 
#  $y(t) = (1 - t)^2 * Ny + 2(1 - t)t * Qy + t^2 * Ey, 0 \leq t \leq 1$  [Eqn. 6]

int_list = np.linspace(0, 1, data_intervel)
xbell = []; ybell = [];
for t in int_list:
    xbell.append( ((1-t)**2)*Nx + 2*(1-t)*t*Qx + (t**2)*Ex )
    ybell.append( ((1-t)**2)*Ny + 2*(1-t)*t*Qy + (t**2)*Ey )

# create negative values for the other half of nozzle
nye = [ -y for y in ye]
nye2 = [ -y for y in ye2]
nybell = [ -y for y in ybell]
# return
return angles, (xe, ye, nye, xe2, ye2, nye2, xbell, ybell, nybell)

# find wall angles (theta_n, theta_e) in radians for given aratio (ar)
def find_wall_angles(ar, Rt, l_percent = 80 ):
    # wall-angle empirical data
    aratio = [ 4, 5, 10, 20, 30, 40, 50, 100]
    theta_n_60 = [20.5, 20.5, 16.0, 14.5, 14.0, 13.5, 13.0, 11.2]
    theta_n_80 = [21.5, 23.0, 26.3, 28.8, 30.0, 31.0, 31.5, 33.5]
    theta_n_90 = [20.0, 21.0, 24.0, 27.0, 28.5, 29.5, 30.2, 32.0]
    theta_e_60 = [26.5, 28.0, 32.0, 35.0, 36.2, 37.1, 35.0, 40.0]
    theta_e_80 = [14.0, 13.0, 11.0, 9.0, 8.5, 8.0, 7.5, 7.0]
    theta_e_90 = [11.5, 10.5, 8.0, 7.0, 6.5, 6.0, 6.0, 6.0]

    # nozzle length
    f1 = ( math.sqrt(ar) - 1 ) * Rt )/ math.tan(math.radians(15) )

    if l_percent == 60:
        theta_n = theta_n_60; theta_e = theta_e_60;
        Ln = 0.8 * f1
    elif l_percent == 80:
        theta_n = theta_n_80; theta_e = theta_e_80;
        Ln = 0.8 * f1
    elif l_percent == 90:
        theta_n = theta_n_90; theta_e = theta_e_90;
        Ln = 0.9 * f1
    else:
        theta_n = theta_n_80; theta_e = theta_e_80;
        Ln = 0.8 * f1

    # find the nearest ar index in the aratio list
    x_index, x_val = find_nearest(aratio, ar)
    # if the value at the index is close to input, return it
    if round(aratio[x_index], 1) == round(ar, 1):

```



```

        return Ln, theta_n[x_index], theta_e[x_index]

# check where the index lies, and slice accordingly
if (x_index>2):
    # slice couple of middle values for interpolation
    ar_slice = aratio[x_index-2:x_index+2]
    tn_slice = theta_n[x_index-2:x_index+2]
    te_slice = theta_e[x_index-2:x_index+2]
    # find the tn_val for given ar
    tn_val = interpolate(ar_slice, tn_slice, ar)
    te_val = interpolate(ar_slice, te_slice, ar)
elif( (len(aratio)-x_index) <= 1):
    # slice couple of values initial for interpolation
    ar_slice = aratio[x_index-2:len(x_index)]
    tn_slice = theta_n[x_index-2:len(x_index)]
    te_slice = theta_e[x_index-2:len(x_index)]
    # find the tn_val for given ar
    tn_val = interpolate(ar_slice, tn_slice, ar)
    te_val = interpolate(ar_slice, te_slice, ar)
else:
    # slice couple of end values for interpolation
    ar_slice = aratio[0:x_index+2]
    tn_slice = theta_n[0:x_index+2]
    te_slice = theta_e[0:x_index+2]
    # find the tn_val for given ar
    tn_val = interpolate(ar_slice, tn_slice, ar)
    te_val = interpolate(ar_slice, te_slice, ar)

    return Ln, math.radians(tn_val), math.radians(te_val)

# simple linear interpolation
def interpolate(x_list, y_list, x):
    if any(y - x <= 0 for x, y in zip(x_list, x_list[1:])):
        raise ValueError("x_list must be in strictly ascending
order!")
    intervals = zip(x_list, x_list[1:], y_list, y_list[1:])
    slopes = [(y2 - y1) / (x2 - x1) for x1, x2, y1, y2 in intervals]

    if x <= x_list[0]:
        return y_list[0]
    elif x >= x_list[-1]:
        return y_list[-1]
    else:
        i = bisect_left(x_list, x) - 1
        return y_list[i] + slopes[i] * (x - x_list[i])

# find the nearest index in the list for the given value
def find_nearest(array, value):
    array = np.asarray(array)
    idx = (np.abs(array - value)).argmin()
    return idx, array[idx]

# nozzle contour plot
def plot_nozzle(ax, title, Rt, angles, contour):
    # wall angles
    nozzle_length = angles[0]; theta_n = angles[1]; theta_e = angles[2];

    # contour values
    xe = contour[0];          ye = contour[1];          nye = contour[2];

```

```

xe2 = contour[3];      ye2 = contour[4];      nye2 = contour[5];
xbell = contour[6]; ybell = contour[7]; nybell = contour[8];

# plot

# set correct aspect ratio
ax.set_aspect('equal')

# throat enterant
ax.plot(xe, ye, linewidth=2.5, color='g')
ax.plot(xe, nye, linewidth=2.5, color='g')

# throat inlet line
x1 = xe[0]; y1 = 0;
x2 = xe[0]; y2 = nye[0];
dist = math.sqrt((x2 - x1)**2 + (y2 - y1)**2)
# draw arrow, inlet radial line [x1, y1] to [x2, y2]
text = ' Ri = ' + str(round(dist,1))
ax.plot(xe[0], 0, '+' )
# draw dimension from [x1, y1] to [x2, y2]
ax.annotate( "", [x1, y1], [x2, y2] , arrowprops=dict(lw=0.5,
arrowstyle='<-') )
ax.text((x1+x2)/2, (y1+y2)/2, text, fontsize=9 )

# nozzle inlet length line [0,0] to [xe[0], 0]
text = ' Li = ' + str( round( abs(xe[0]), 1) )
ax.plot(0,0, '+' )
# draw dimension from [0,0] to [xe[0], 0]
ax.annotate( "", [0,0], [xe[0], 0], arrowprops=dict(lw=0.5,
arrowstyle='<-') )
ax.text( xe[0], 0, text, fontsize=9 )

# find mid point and draw arc radius
i = int(len(xe)/2)
xcenter = 0; ycenter = 2.5 * Rt;
xarch = xe[i]; yarch = ye[i]
# draw arrow, enterant radial line [xcenter, ycenter] to [xarch,
yarch]
text = ' 1.5 * Rt = ' + str( round( 1.5 * Rt, 1) )
ax.plot(xcenter, ycenter, '+' )
# draw dimension from [xcenter, ycenter] to [xarch, yarch]
ax.annotate( "", [xcenter, ycenter], [xarch, yarch],
arrowprops=dict(lw=0.5, arrowstyle='<-') )
ax.text((xarch+xcenter)/2, (yarch+ycenter)/2, text, fontsize=9 )

# throat radius line [0,0] to [xe[-1], ye[-1]]
text = ' Rt = ' + str(Rt)
# draw dimension from [0,0] to [xe[-1], ye[-1]]
ax.annotate( "", [0,0], [xe[-1], ye[-1]], arrowprops=dict(lw=0.5,
arrowstyle='<-') )
ax.text( xe[-1]/2, ye[-1]/2, text, fontsize=9 )

# throat exit
ax.plot(xe2, ye2, linewidth=2.5, color='r')
ax.plot(xe2, nye2, linewidth=2.5, color='r')
# find mid point and draw arc radius
i = int(len(xe2)/2)

```

```

xcenter2 = 0;  ycenter2 = 1.382 * Rt;
xarch2 = xe2[i];  yarch2 = ye2[i]
# draw arrow, exit radial line from [xcenter2,ycenter2] to [xarch2,
yarch2]
text = ' 0.382 * Rt = ' + str( round(0.382 * Rt,1) )
ax.plot(xcenter2, ycenter2, '+' )
# draw dimension from [xcenter2,ycenter2] to [xarch2, yarch2]
ax.annotate(  "",  [xcenter2,ycenter2],  [xarch2,  yarch2],
arrowprops=dict(lw=0.5, arrowstyle='<-') )
ax.text((xarch2+xcenter2)/2, (yarch2+ycenter2)/2, text, fontsize=9 )

# draw theta_n, throat inflexion angle
adj_text = 2
origin = [ xe2[-1], nye2[-1]-adj_text ]
degree_symbol = r'\theta$n'
draw_angle_arc(ax, theta_n, origin, degree_symbol )

# bell section
ax.plot(xbell, ybell, linewidth=2.5, color='b')
ax.plot(xbell, nybell, linewidth=2.5, color='b')

# throat radius line [0,0] to [xe[-1], ye[-1]]
text = ' Re = ' + str( round( (math.sqrt(aratio) * Rt), 1) )
ax.plot(xbell[-1],0, '+' )
# draw dimension from [0,0] to [xe[-1], ye[-1]]
ax.annotate(  "",  [xbell[-1],0],  [xbell[-1],  ybell[-1]],
arrowprops=dict(lw=0.5, arrowstyle='<-') )
ax.text( xbell[-1], ybell[-1]/2, text, fontsize=9 )

# draw theta_n, throat exit angle
origin = [ xbell[-1], nybell[-1] ]
degree_symbol = r'\theta$e'
draw_angle_arc(ax, theta_e, origin, degree_symbol )

# nozzle length line [0,0] to [xe[-1], ye[-1]]
text = ' Ln = ' + str( round( nozzle_length, 1) )
ax.plot(0,0, '+' )
# draw dimension from [0,0] to [xbell[-1], 0]
ax.annotate(  "",  [0,0],  [xbell[-1],  0],  arrowprops=dict(lw=0.5,
arrowstyle='<-') )
ax.text( xbell[-1]/2, 0, text, fontsize=9 )

# axis
ax.axhline(color='black', lw=0.5, linestyle="dashed")
ax.axvline(color='black', lw=0.5, linestyle="dashed")

# grids
ax.grid()
ax.minorticks_on()
ax.grid(which='major',  linestyle='-',  linewidth='0.5')  # ,
color='red'
ax.grid(which='minor',  linestyle=':',  linewidth='0.5')  # ,
color='black'

# show
plt.title(title, fontsize=9)
return

# theta_n in rad,  origin =[startx, starty], degree symbol
def draw_angle_arc(ax, theta_n, origin, degree_symbol=r'\theta$'):

```

```

    length = 50
    # start point
    startx = origin[0]; starty = origin[1];
    # find the end point
    endx = startx + np.cos(-theta_n) * length * 0.5
    endy = starty + np.sin(-theta_n) * length * 0.5
    # draw the angled line
    ax.plot([startx, endx], [starty, endy], linewidth=0.5, color='k')
    # horizontal line
    # ax.hlines(y=starty, xmin=startx, xmax=length, linewidth=0.5,
color='k')
    # angle
    arc_obj = Arc([startx, starty], 1, 1, 0, 0, math.degrees(theta_n),
color='k' )
    ax.add_patch(arc_obj)
    ax.text(startx+0.5, starty+0.5, degree_symbol + ' = ' +
str(round(theta_n,1)) + u"\u00b0")
    return

# ring of radius r, height h, base point a
def ring(r, h, a=0, n_theta=30, n_height=10):
    theta = np.linspace(0, 2*np.pi, n_theta)
    v = np.linspace(a, a+h, n_height )
    theta, v = np.meshgrid(theta, v)
    x = r*np.cos(theta)
    y = r*np.sin(theta)
    z = v
    return x, y, z

# Set 3D plot axes to equal scale.
# Required since `ax.axis('equal')` and `ax.set_aspect('equal')` don't work
on 3D.
def set_axes_equal_3d(ax: plt.Axes):
    """
    https://stackoverflow.com/questions/13685386/matplotlib-equal-unit-
length-with-equal-aspect-ratio-z-axis-is-not-equal-to
    """
    limits = np.array([
        ax.get_xlim3d(),
        ax.get_ylim3d(),
        ax.get_zlim3d(),
    ])
    origin = np.mean(limits, axis=1)
    radius = 0.5 * np.max(np.abs(limits[:, 1] - limits[:, 0]))
    _set_axes_radius(ax, origin, radius)
    return

# set axis limits
def _set_axes_radius(ax, origin, radius):
    x, y, z = origin
    ax.set_xlim3d([x - radius, x + radius])
    ax.set_ylim3d([y - radius, y + radius])
    ax.set_zlim3d([z - radius, z + radius])
    return

# 3d plot
def plot3D(ax, contour):
    # unpack the contour values

```

```

xe = contour[0];          ye = contour[1];          nye = contour[2];
xe2 = contour[3];        ye2 = contour[4];        nye2 = contour[5];
xbell = contour[6]; ybell = contour[7]; nybell = contour[8];
# collect and append array values
x = []; y = [];
x = np.append(x, xe); y = np.append(y, ye)
x = np.append(x, xe2); y = np.append(y, ye2)
x = np.append(x, xbell); y = np.append(y, ybell)

# ring thickness
thick = 5 * (x[1] - x[0]) # 0.01

# draw multiple rings to create 3d structure
for i in range(len(y)):
    X, Y, Z = ring(y[i], thick, x[i])
    ax.plot_surface(X, Y, Z, color='g')

# set correct aspect ratio
ax.set_box_aspect([1,1,1])
set_axes_equal_3d(ax)
# set view
ax.view_init(-170, -15)
return

def plot(title, throat_radius, angles, contour):
    # Plot 3d view
    fig = plt.figure(figsize=(12,9))
    # plot some 2d information
    ax1 = fig.add_subplot(121)
    plot_nozzle(ax1, title, throat_radius, angles, contour)
    # plot 3d view
    ax2 = fig.add_subplot(122, projection='3d')
    plot3D(ax2, contour)
    # show
    fig.tight_layout(rect=[0, 0.03, 1, 0.95])
    plt.show()
    return

# __main method__
if __name__=="__main__":

    # constants
    k = 1.21 # ratio of specific heats
    l_percent = 80 # nozzle length percntage (60, 80, 90)

    # typical upper stage values
    aratio = 25 # Ae / At
    throat_radius = 40 # {'radius_throat': 40, 'radius_exit':
210}

    # rao_bell_nozzle_contour
    angles, contour = bell_nozzle(k, aratio, throat_radius, l_percent)
    # plot contour
    title = 'Bell Nozzle \n [Area Ratio = ' + str(round(aratio,1)) + ',
Throat Radius = ' + str(round(throat_radius,1)) + ']'
    plot(title, throat_radius, angles, contour)

```

## APÊNDICE B – Código de projeto de injetor

```
%Programa para Projeto de um Propulsor Bipropelente de 100 N
%Autor: Dr. Gustavo Alexandre Achilles Fischer

%Cálculo do Injetor

clear
clc
clear all
alfa=90; %Ângulo do Cone de Spray entre 60 até 90
y=fsolve(@(x) fun1(x,alfa), [0.1 1 0.5 0.9]);

%Parâmetros do Injetor

Pc=1000000; %Pressão da Câmara (Pa)
rho= 809.3; %Densidade do Combustível (kg/m³) 786 (Etanol) 809.3 / 1390
Peroxido de hidrogênio 90%
Cstar=1515.2; %Velocidade Característica (m/s)
Isp=300.112; %Impulso Específico (s)
F=200; %Empuxo (N)
r=3.8; %Razão O/C
vcd = 0.0012; %Viscosidade Dinâmica (kg/m.s) 0.0012 (Etanol) 0.001252
(Peroxido de hidrogênio 90%)
n=4; %Número de Furos Tangenciais
beta=90; %Ângulo do Cone Transiente
go=9.80665; %Constante Gravitacional (m/s²)

%Cálculo do Coeficiente de Empuxo

CF=(Isp*go)/Cstar;

%Cálculo da Velocidade de Exaustão (m/s)

C=Cstar*CF;

%Cálculo da Vazão Mássica Total (kg/s)

m=F/C; %F/C

%Cálculo da Vazão Mássica do Combustível (kg/s)

mc=m/(1+r);

%Cálculo da Vazão Mássica do Oxidante (kg/s)

mo=m-mc;

%Cálculo da Viscosidade Cinemática do Oxidante (m²/s)

vcc=vcd/rho;

%Cálculo da Perda de Carga (Pa)

P=0.5*Pc;
```

```

%Diâmetro do Bocal de Saída (m)
do=((4*mc)/(pi*y(1)*(2*rho*P)^0.5))^0.5;

%Raio do Centro até o Furo Tangencial (mm)
R=2*do;

%Diâmetro dos Furos Tangenciais (m)
dp=((2*R*do)/(n*y(2)))^0.5;

%Raios do Bocal de Saída e do Furo Tangencial (m)
ro=do/2;
rp=dp/2;

%Diâmetro da Câmara (m)
Dso=2*R+dp;

%Comprimento da Câmara (m)
lso=0.002+dp;

%Comprimento do Furo Tangencial (m)
lpo=2*dp;

%Comprimento do Bocal de Saída (m)
lo=do/2;

%Número de Reynolds
Re=(4*mc)/(pi*rho*vcc*dp*(n)^0.5);

%Velocidade de Injeção (m/s)
v=(y(1)*((2*P)/rho)^0.5);

%Coeficiente de Atrito
lambda=10^((25.8/((log10(Re))^2.58))-2);

%Parâmetro Geométrico Característico Corrigido
A=(R*ro)/((n*rp*rp)+(lambda/2)*R*(R-ro));

%Coeficiente de Enchimento
B=y(3);
phi=fsolve(@ (B) fun3(B,A),B);

```

%Coeficiente de Perda de Energia (delta)

```
C=R/ro;
qsi=(1/y(2))+(lambda/2)*C;
delta=(lambda/qsi^2)*((1/qsi)*(1-(1/C))+lambda*((y(2)/2)-(1/(2*qsi-
lambda)))*((2/qsi)+(y(2)/2)+(1/(2*qsi-lambda))))+(3/(2*qsi))*log(((2*qsi-
lambda)*y(2)*C)/2));
```

%Coeficiente de Descarga Corrigido

```
mi=1/((A^2/(1-phi))+1/phi^2+delta+(lambda*(y(2)/C)))^0.5;
```

%Razão adimensional do Núcleo de Gás

```
S=1-phi^2;
```

%Ângulo do Cone de Spray Corrigido

```
a=(2*mi*A)/(((1+S)^2)-(4*mi*mi*A*A))^0.5;
angle=(2*180*atan(a))/pi;
```

%Vazão Mássica do Oxidante Corrigida (kg/s)

```
moo=mi*pi*ro*ro*(2*rho*P)^0.5;
```

%Diâmetro do Bocal da Saída Corrigido (m)

```
doo=((4*mc)/(pi*mi*(2*rho*P)^0.5))^0.5;
```

%Raio do Centro até o Furo Tangencial Corrigido (mm)

```
RR=2*doo;
```

%Diâmetro dos Furos Tangenciais Corrigido (m)

```
dpp=((2*RR*doo)/(n*A))^0.5/(0.9^0.5);
```

%Número de Reynolds Corrigido

```
Rec=(4*mc)/(pi*rho*vcc*dpp*(n)^0.5);
```

%Velocidade de Injeção Corrigida (m/s)

```
vc=(mi*((2*P)/rho))^0.5;
```

%Raios do Bocal de Saída e do Furo Tangencial Corrigidos (m)

```
roo=doo/2;
```

```
rpp=dpp/2;
```

%Diâmetro da Câmara Corrigido (m)



```
Ds=2*RR+dpp;
```

```
%Comprimento da Câmara Corrigido (m)
```

```
ls=0.002+dpp;
```

```
%Comprimento do Furo Tangencial Corrigido (m)
```

```
lp=2*dpp;
```

```
%Comprimento do Bocal de Saída Corrigido (m)
```

```
l=doo/2;
```

```
disp('_____')
disp('Programa para Projeto de um Injetor Centrífugo')
disp('Autor: Gustavo A. A. Fischer')
disp('_____')
disp('Resumo do Cálculo: Injetor de Combustível')
disp('_____')
disp('Vazão Mássica do Combustível (g/s)')
mt=mc*1000
disp('Perda de Carga do Injetor (MPa)')
deltaP=P/1000000
disp('Ângulo do Cone de Spray')
alfa
disp('Densidade do Combustível (kg/m³)')
rho
disp('Viscosidade Cinemática do Combustível (m²/s)')
vcc
disp('_____')
disp('Parâmetros Nominiais')
disp('_____')
disp('Coeficiente de Descarga')
y(1)
disp('Parâmetro Geométrico Característico')
y(2)
disp('Coeficiente de Enchimento')
y(3)
disp('Raio Adimensional do Núcleo de Gás')
y(4)
disp('Número de Reynolds')
Re
disp('Velocidade de Injeção (m/s)')
v
disp('Coeficiente de Atrito')
lambda
disp('_____')
disp('Geometria do Injetor')
disp('_____')
disp('Diâmetro do Bocal de Saída (mm)')
dso=doo*1000
disp('Comprimento do Bocal de Saída (mm)')
Loo=lo*1000
disp('Número de Furos Tangenciais')
n
```

```

disp('Diâmetro do Furo Tangencial (mm)')
dto=dp*1000
disp('Comprimento do Furo Tangencial (mm)')
Lps=lpo*1000
disp('Diâmetro da Câmara (mm)')
Dcs=Dso*1000
disp('Comprimento da Câmara (mm)')
Lss=lso*1000
disp('Raio do Centro até o Furo Tangencial (mm)')
RRO=R*1000
disp('Ângulo do Cone Transiente')
beta
disp('_____')
disp('Parâmetros Nominiais Corrigidos')
disp('_____')
disp('Coeficiente de Descarga')
mi
disp('Parâmetro Geométrico Característico')
A
disp('Coeficiente de Enchimento')
phi
disp('Raio Adimensional do Núcleo de Gás')
S
disp('Ângulo de Cone do Spray')
angle
disp('Número de Reynolds')
Rec
disp('Vazão Mássica do Combustível Corrigida (g/s)')
moc=moo*1000
disp('Velocidade de Injeção Corrigida (m/s)')
vc
disp('_____')
disp('Geometria do Injetor Corrigida')
disp('_____')
disp('Diâmetro do Bocal de Saída (mm)')
ds=doo*1000
disp('Comprimento do Bocal de Saída (mm)')
L=l*1000
disp('Número de Furos Tangenciais')
n
disp('Diâmetro do Furo Tangencial (mm)')
dt=dpp*1000
disp('Comprimento do Furo Tangencial (mm)')
Lp=lp*1000
disp('Diâmetro da Câmara (mm)')
Dcs=Ds*1000
disp('Comprimento da Câmara (mm)')
Ls=ls*1000
disp('Raio do Centro até o Furo Tangencial (mm)')
RRR=RR*1000
disp('Ângulo do Cone Transiente')
beta
=====
fun1

function f=f(x,alfa);
f(1)=x(1)-(x(3).*(x(3)./(2-x(3))).^0.5);

```

```

f(2)=x(2)-(((1-x(3)).*(2)^0.5)./(x(3).*(x(3)).^0.5));
f(3)=tan((alfa.*pi)./(180.*2))-((2.*x(1).*x(2))./(((1+x(4)).^2)-
(4.*x(1).*x(1).*x(2).*x(2)).^0.5));
f(4)=x(1)-((1-x(1)*x(1)*x(2)*x(2)).^0.5)+(x(4)*(x(4)*x(4)-
x(1)*x(1)*x(2)*x(2)).^0.5)+x(1)*x(1)*x(2)*x(2).*log((1+(1-
x(1)*x(1)*x(2)*x(2)).^0.5)./(x(4)+(x(4)*x(4)-x(1)*x(1)*x(2)*x(2)).^0.5));

```

```
=====
```

```
fun3
```

```

function f=f(B,A);
f(1)=(((1-B)*(2)^0.5)/(B*(B)^0.5))-A;

```

```
=====
```

No programa acima, para se calcular os injetores para oxidante, basta alterar no código as variáveis “mc” por “mo” e alterar a vazão mássica.

## APÊNDICE C – Dados CEA-NASA

Pressão na câmara = 10 bar

Razão de expansão = 65

O/F : 1.5

	CHAMBER	THROAT	EXIT
Pinf/P	1.0000	1.7917	745.46
P, BAR	10.000	5.5812	0.01341
T, K	1329.82	1190.53	577.31
RHO, KG/CU M	1.6029 0	9.9948-1	5.6792-3
H, KJ/KG	-6743.85	-7088.22	-9268.38
U, KJ/KG	-7367.73	-7646.63	-9504.59
G, KJ/KG	-23241.0	-21857.4	-16430.2
S, KJ/(KG) (K)	12.4055	12.4055	12.4055
M, (1/n)	17.723	17.727	20.322
MW, MOL WT	17.663	17.667	20.243
(dLV/dLP)t	-1.00019	-1.00061	-1.04022
(dLV/dLT)p	1.0019	1.0069	1.7547
Cp, KJ/(KG) (K)	2.4693	2.5047	7.7050
GAMMAS	1.2353	1.2334	1.1406
SON VEL, M/SEC	877.9	829.9	519.1
MACH NUMBER	0.000	1.000	4.329

### PERFORMANCE PARAMETERS

Ae/At	1.0000	65.000
CSTAR, M/SEC	1205.6	1205.6
CF	0.6884	1.8638
Ivac, M/SEC	1502.8	2352.1
Isp, M/SEC	829.9	2247.0

O/F: 3.8

	CHAMBER	THROAT	EXIT
Pinf/P	1.0000	1.7375	913.56
P, BAR	10.000	5.7553	0.01095
T, K	2460.18	2310.58	821.89
RHO, KG/CU M	1.0744 0	6.6180-1	3.5812-3
H, KJ/KG	-6653.61	-7150.86	-10673.1
U, KJ/KG	-7584.40	-8020.51	-10978.7
G, KJ/KG	-36606.1	-35282.0	-20679.5
S, KJ/(KG) (K)	12.1749	12.1749	12.1749
M, (1/n)	21.976	22.091	22.357
MW, MOL WT	21.976	22.091	22.308
(dLV/dLP)t	-1.00548	-1.00371	-1.00000
(dLV/dLT)p	1.1440	1.1037	1.0000
Cp, KJ/(KG) (K)	3.9246	3.5460	1.8271
GAMMAS	1.1373	1.1436	1.2556
SON VEL, M/SEC	1028.9	997.3	619.5
MACH NUMBER	0.000	1.000	4.577

### PERFORMANCE PARAMETERS

Ae/At	1.0000	65.000
CSTAR, M/SEC	1515.2	1515.2
CF	0.6582	1.8712
Ivac, M/SEC	1869.3	2943.1
Isp, M/SEC	997.3	2835.3

## APÊNDICE D – Cálculos de dimensionamento da câmara de combustão

Impulso específico:

$$I_{sp} = I_{spnuc} * 0,8 + I_{sppar} * 0,2 = 2943,1 * 0,8 + 2352,1 * 0,2 = 2824,9 \text{ m/s}$$

Impulso específico efetivo:

$$I_{sef} = I_{sp} \phi_k \phi_c = 2824,9 * 0,94 * 0,92 = 2575,74 \text{ m/s}$$

Vazão de massa no motor:

$$\dot{m}_k = \frac{E}{I_{sef}} = \frac{200}{2575,74} = 0,07764 \text{ kg/s}$$

Vazão de massa no núcleo:

$$\dot{m}_n = \bar{m}_{nuc} \cdot \dot{m}_k = 0,8 * 0,07764 = 0,06211 \text{ kg/s}$$

Vazão de massa na parede:

$$\dot{m}_p = \bar{m}_p \cdot \dot{m}_k = 0,2 * 0,07764 = 0,01553 \text{ kg/s}$$

Velocidade característica teórica:

$$c_{teor}^* = \bar{m}_{nuc} \cdot c_{nuc}^* + \bar{m}_p \cdot c_p^* = 0,8 * 1515,2 + 0,2 * 1205,6 = 1453,28 \text{ m/s}$$

Velocidade característica efetiva:

$$c_{ef}^* = \phi_k c_{teor}^* = 0,94 * 1453,28 = 1366,08 \text{ m/s}$$

Coefficiente de empuxo efetivo:

$$c_{ef} = \frac{I_{sef}}{c_{ef}^*} = \frac{2575,74}{1366,08} = 1,8855$$

Área da garganta do propulsor:

$$A_T = \frac{E}{c_{ef} P_k} = \frac{200}{1,8855 * (1 * 10^6)} = 0,000106073 \text{ m}^2 = 0,106073 \text{ mm}^2$$

$P_k$  é a pressão na câmara em Pa.

Diâmetro de saída da tubeira:

$$D_a = \sqrt{\frac{4\varepsilon_{exp}A_T}{\pi}} = \sqrt{\frac{4*65*0,000106073}{\pi}} = 0,09369 \text{ m} = 93,69 \text{ mm}$$

Diâmetro da garganta do propulsor:

$$d_t = \sqrt{\frac{4A_T}{\pi}} = \sqrt{\frac{4 * 0,000106073}{\pi}} = 0,01162 \text{ m} = 11,62 \text{ mm}$$

Comprimento característico da câmara:

$$L^* = \frac{A}{\sqrt{10P_k}} = \frac{713}{\sqrt{10 * (1 * 10^6)}} = 0,22547 \text{ m}$$

Parâmetro  $\bar{A}$ :

$$\bar{A} = \frac{C}{\sqrt{10 \cdot P_k \cdot d_t \cdot 1000}} = \frac{63500}{\sqrt{10 \cdot (1 * 10^6) \cdot 0,01162 \cdot 1000}} = 5,8904$$

Diâmetro da câmara:

$$D_k = d_t \cdot \sqrt{\bar{A}} = 0,01162 * \sqrt{5,8904} = 0,028205 \text{ m} = 28,20 \text{ mm}$$

Razão entre os raios:

$$R_r = 0,1 \frac{P_k}{10^6} + 1 = 0,1 * \frac{10^6}{10^6} + 1 = 1,1$$

Comprimento da região convergente:

$$\begin{aligned} L_{conv} &= 0,5 d_t \sqrt{(2 + R_r \sqrt{\bar{A}})^2 - [(R_r - 1)\sqrt{\bar{A}} + 3]^2} \\ &= 0,5 * 0,01162 * \sqrt{(2 + 1,1 \sqrt{5,8904})^2 - [(1,1 - 1)\sqrt{5,8904} + 3]^2} \\ &= 0,01952 \text{ m} \end{aligned}$$

Comprimento h:

$$h = L_{conv} \frac{2}{2 + R_r \sqrt{\bar{A}}} = 0,01952 * \frac{2}{2 + 1,1 * \sqrt{5,8904}} = 0,008362 \text{ m}$$

Comprimento H:

$$H = L_{conv} \left(1 - \frac{h}{L_{conv}}\right) = 0,01952 * \left(1 - \frac{0,008362}{0,01952}\right) = 0,011162 \text{ m}$$

Relação  $\bar{Y}$ :

$$\bar{Y} = \frac{h}{L_{conv}} \sqrt{\bar{A}} + \frac{H}{L_{conv}} = \frac{0,008362}{0,01952} \sqrt{5,8904} + \frac{0,011162}{0,01952} = 1,6111$$

Raio  $y_{conv}$  :

$$y_{conv} = \bar{Y} \frac{d_t}{2} = 1,6111 * \frac{0,01162}{2} = 0,009362 \text{ m}$$

Volume da parte convergente:

$$\begin{aligned} \Delta V_k &= A_T L_{conv} \left[ \left[ (2\bar{A} + \bar{Y}^2) \frac{H}{3L_{conv}} \right] + (\bar{Y}^2 + \bar{Y} + 4) \frac{h}{6L_{conv}} \right] \\ &= 0,000106073 * 0,01952 \\ &\quad * \left[ \left[ (2 * 5,8904 + 1,6111^2) \frac{0,011162}{3 * 0,01952} \right] \right. \\ &\quad \left. + (1,6111^2 + 1,6111 + 4) \frac{0,008362}{6 * 0,01952} \right] = 6,8876 * 10^{-4} \text{ m}^3 \end{aligned}$$

Volume da câmara:

$$V_k = L^* * A_T = 0,22547 * 0,000106073 = 2,39163 * 10^{-5} \text{ m}^3$$

Área da seção transversal da câmara:

$$A_k = \frac{\pi D_k^2}{4} = \frac{\pi * 0,02820^2}{4} = 0,0006248 \text{ m}^2$$

Comprimento da parte cilíndrica da câmara:

$$L_{cil} = (V_k - \Delta V_k) \frac{1}{A_k} = (2,39163 * 10^{-5} - 6,8876 * 10^{-4}) * \frac{1}{0,0006248} = 0,02725 \text{ m}$$

Raio R2:

$$R_2 = R_r \cdot \frac{D_k}{2} = 1,1 * \frac{0,028205}{2} = 0,015513 \text{ m}$$

Raio R1:

$$\begin{aligned} R_1 &= \frac{[y_{conv} + (R_2 - \frac{D_k}{2})](H+h)}{H} - \frac{d_t}{2} - (R_2 - \frac{D_k}{2}) = \frac{[0,009362 + (0,015513 - \frac{0,028205}{2})](0,011162 + 0,008362)}{0,011162} - \\ &\quad \frac{0,01162}{2} - (0,015513 - \frac{0,028205}{2}) = 0,01162 \text{ m} \end{aligned}$$

## APÊNDICE E – Cálculos de dimensionamento da tubeira

Diâmetro de saída:

$$d_e = d_t \sqrt{A_e} = 0,01162 * \sqrt{65} = 0,09368 \text{ m}$$

Razão de contração:

$$\bar{d}_e = \frac{d_e}{d_t} = \frac{0,09368}{0,01162} = 8,062$$

Ângulo de saída:

$$\beta_a = 10^\circ$$

Ângulo de convergência  $\beta_m$ :

$$\begin{aligned} \bar{\beta}_m &= \bar{\beta}_{m1} + \frac{(\bar{d}_e - \bar{d}_{e1})(\bar{\beta}_{m2} - \bar{\beta}_{m1})}{\bar{d}_{e2} - \bar{d}_{e1}} = 0,5827 + \frac{(8,062 - 7,3916)(0,603 - 0,5827)}{8,4515 - 7,3916} \\ &= 0,595545 \text{ rad} = 34,12^\circ \end{aligned}$$

Raio de concordância entra a parte supersônica e a garganta do propulsor

$$r = 0,15 \cdot d_T = 0,15 * 0,01162 = 0,001743 \text{ m}$$

Parâmetros  $\Delta y$  e  $\Delta x$ :

$$\Delta x = r \cdot \text{sen}(\beta_m) = 0,001743 * \text{sen}(0,595545) = 0,000978 \text{ m}$$

$$\Delta y = r \cdot (1 - \text{cos}(\beta_m)) = 0,001743 * (1 - \text{cos}(0,595545)) = 0,0003 \text{ m}$$

Parâmetro  $\bar{x}$ :

$$\bar{x} = \frac{\bar{x}_1 + (\bar{d}_e - \bar{d}_{e1})(\bar{x}_2 - \bar{x}_1)}{\bar{d}_{e2} - \bar{d}_{e1}} = \frac{25,396 + (8,062 - 7,3916)(29,491 - 25,396)}{8,4515 - 7,3916} = 27,98713$$

Comprimento da tubeira:

$$x_a = \bar{x} \cdot \frac{d_T}{2} = 27,98713 * \frac{0,01162}{2} = 0,16262 \text{ m}$$



## APÊNDICE F – Cálculos do sistema de resfriamento

Constante de Stephan Boltzman:  $5,67 \times 10^{-8} \frac{W}{m^2 K^4}$

Emissividade do material: 0,4

Área do propulsor:  $0,03220915 m^2$

Área da câmara de combustão:  $0,00292141 m^2$

Área da garganta do propulsor:  $0,00202899 m^2$

Área da tubeira:  $0,02725875 m^2$

Temperatura na superfície: 2234,11 K

Temperatura ambiente: 296,15 K

Condutividade térmica do material: 40,6 W/(m·K)

$FM_{H_2O} = 0,81564$

$FM_{CO_2} = 0,15339$

Pressões parciais dos gases:

$P_{CO_2} = P_k \cdot FM_{CO_2} = 10 * 0,15339 = 1,5339 \text{ bar}$

$P_{H_2O} = P_k \cdot FM_{H_2O} = 10 * 0,81564 = 8,1564 \text{ bar}$

Espessura da camada radiativa para câmaras cilíndricas:

$l_r = 0,6 * D_k = 0,6 * 0,02912 = 0,017472 \text{ m}$

Emissividade do dióxido de carbono:

$P_{CO_2} * l_r = 1,5339 * 1,7472 = 2,68 \text{ bar} \cdot \text{cm}$

Observando a figura 18, a emissividade do CO<sub>2</sub> é:

$\varepsilon_{CO_2} = 0,025$

Emissividade inicial do vapor de água:

$P_{H_2O} * l_r = 8,1564 * 1,7472 = 14,25 \text{ bar} \cdot \text{cm}$

Observando a figura 19:

$\varepsilon_{H_2O} = 0,065$

Densidade do vapor de água na câmara de combustão:

$$\rho_{H_2O} = \frac{P_{H_2O}}{\frac{R}{M_{H_2O}} T_k} = \frac{8,1564 * 100000}{\frac{8314}{18} * 2460,18} = 0,718 \text{ kg/m}^3$$

Logaritmo do produto entre a densidade e o comprimento  $l_r$

$$\log(0,718 * 0,017472) = -1,9015$$

Parâmetro  $\beta\rho_{H_2O}$

$$\beta\rho_{H_2O} = 1,77$$

Emissividade do vapor de água:

$$\varepsilon_{H_2O} = \varepsilon_{oH_2O} * \beta\rho_{H_2O} = 0,065 * 1,77 = 0,115$$

Emissividade dos gases:

$$\varepsilon_g = \varepsilon_{H_2O} + \varepsilon_{CO_2} - \varepsilon_{H_2O} \cdot \varepsilon_{CO_2} = 0,115 + 0,025 - 0,115 * 0,025 = 0,137$$

Transferência de calor na câmara:

1ª iteração, assumindo a temperatura da parede como  $T_w = 1000 \text{ K}$

$$\alpha_r = 0,026 \cdot C_p \cdot \mu^{0,18} \cdot \frac{\dot{m}^{0,82}}{D^{1,82}} \left( \frac{T_0}{T_w} \right)^{0,35}$$

$$\alpha_r = 0,0206 \cdot 2469,3 \cdot 5,3072 * 10^{-5,0,18} \cdot \frac{0,07764^{0,82}}{0,02820^{1,82}} \left( \frac{1329,82}{1000} \right)^{0,35} = 777,4297$$

$$Q_{tk} = h_g(T_g - T_w) + \sigma \cdot \varepsilon_w \cdot \varepsilon_g \cdot \phi_r \cdot (T_k^4 - T_w^4) = \sigma \cdot \varepsilon \cdot (T_w^4 - T_{amb}^4)$$

$$777,4297(1329,82 - T_w) + 5,67 * 10^{-8} \cdot 0,4 \cdot 0,137 \cdot 0,6 \cdot (1329,82^4 - T_w^4)$$

$$= 5,67 * 10^{-8} \cdot 0,4 \cdot (T_w^4)$$

$$T_w = 1258,2 \text{ K}$$

2ª iteração:

$$\alpha_r = 0,0206 \cdot 2469,3 \cdot 5,3072 * 10^{-5,0,18} \cdot \frac{0,07764^{0,82}}{0,02820^{1,82}} \left( \frac{1329,82}{1258,2} \right)^{0,35} = 717,3791$$

$$Q_{tk} = h_g(T_g - T_w) + \sigma \cdot \varepsilon_w \cdot \varepsilon_g \cdot \phi_r \cdot (T_k^4 - T_w^4) = \sigma \cdot \varepsilon \cdot (T_w^4 - T_{amb}^4)$$

$$717,3791(1329,82 - T_w) + 5,67 * 10^{-8} \cdot 0,4 \cdot 0,137 \cdot 0,6 \cdot (1329,82^4 - T_w^4)$$

$$= 5,67 * 10^{-8} \cdot 0,4 \cdot (T_w^4)$$

$$T_w = 1253,48 \text{ K}$$

$$Q_{rk} = \sigma \cdot \varepsilon_w \cdot \varepsilon_g \cdot \phi_r \cdot (T_k^4 - T_w^4) = 5,67 * 10^{-8} \cdot 0,4 \cdot 0,137 \cdot 0,6 \cdot (1329,82^4 - 1253,48^4)$$

$$Q_{rk} = 1227,84 \text{ W}$$

$$Q_{ck} = 717,3791(1329,82 - 1253,48) = 54764,72 \text{ W}$$

Transferência de calor na garganta:

1ª iteração, assumindo a temperatura da parede como  $T_w = 1000 \text{ K}$

$$\alpha_r = 0,0206 \cdot C_p \cdot \mu^{0,18} \cdot \frac{\dot{m}^{0,82}}{D^{1,82}} \left( \frac{T_0}{T_w} \right)^{0,35}$$

$$\alpha_r = 0,0206 \cdot 2504,7 \cdot 4,9031 * 10^{-5 \cdot 0,18} \cdot \frac{0,07764^{0,82}}{0,01162^{1,82}} \left( \frac{1190,53}{1000} \right)^{0,35} = 3755$$

$$Q_{tt} = h_g(T_g - T_w) + \sigma \cdot \varepsilon_w \cdot \varepsilon_g \cdot \phi_r \cdot (T_k^4 - T_w^4) = \sigma \cdot \varepsilon \cdot (T_w^4 - T_{amb}^4)$$

$$3755(1190,53 - T_w) + 5,67 * 10^{-8} \cdot 0,4 \cdot 0,137 \cdot 0,6 \cdot (2310,58^4 - T_w^4)$$

$$= 5,67 * 10^{-8} \cdot 0,4 \cdot (T_w^4)$$

$$T_w = 1178,9 \text{ K}$$

2ª iteração:

$$\alpha_r = 0,0206 \cdot 2504,7 \cdot 4,9031 * 10^{-5 \cdot 0,18} \cdot \frac{0,07764^{0,82}}{0,01162^{1,82}} \left( \frac{1190,53}{1178,9} \right)^{0,35} = 3544,8$$

$$Q_{tt} = h_g(T_g - T_w) + \sigma \cdot \varepsilon_w \cdot \varepsilon_g \cdot \phi_r \cdot (T_k^4 - T_w^4) = \sigma \cdot \varepsilon \cdot (T_w^4 - T_{amb}^4)$$

$$3544,8(1190,53 - T_w) + 5,67 * 10^{-8} \cdot 0,4 \cdot 0,137 \cdot 0,6 \cdot (1190,53^4 - T_w^4)$$

$$= 5,67 * 10^{-8} \cdot 0,4 \cdot (T_w^4)$$

$$T_w = 1178,24 \text{ K}$$

$$Q_{rt} = \sigma \cdot \varepsilon_w \cdot \varepsilon_g \cdot \phi_r \cdot (T_k^4 - T_w^4) = 5,67 * 10^{-8} \cdot 0,4 \cdot 0,137 \cdot 0,6 \cdot (1190,53^4 - 1178,24^4)$$

$$Q_{rt} = 152,27 \text{ W}$$

$$Q_{ct} = 3544,8(1190,53 - 1178,24) = 43565,6 \text{ W}$$

Transferência de calor na tubeira:

1ª iteração, assumindo a temperatura da parede como  $T_w = 1000 \text{ K}$

$$\alpha_r = 0,0206 \cdot C_p \cdot \mu^{0,18} \cdot \frac{\dot{m}^{0,82}}{D^{1,82}} \left( \frac{T_0}{T_w} \right)^{0,35}$$

$$\alpha_r = 0,0206 \cdot 7705 \cdot 2,6499 \cdot 10^{-5 \cdot 0,18} \cdot \frac{0,07764^{0,82}}{0,0936^{1,82}} \left( \frac{577,31}{1000} \right)^{0,35} = 180,0787$$

$$Q_{tn} = h_g(T_g - T_w) + \sigma \cdot \varepsilon_w \cdot \varepsilon_g \cdot \phi_r \cdot (T_k^4 - T_w^4) = \sigma \cdot \varepsilon \cdot (T_w^4 - T_{amb}^4)$$

$$180,0787(577,31 - T_w) + 5,67 \cdot 10^{-8} \cdot 0,4 \cdot 0,137 \cdot 0,6 \cdot (577,31^4 - T_w^4) \\ = 5,67 \cdot 10^{-8} \cdot 0,4 \cdot (T_w^4)$$

$$T_w = 564,61 \text{ K}$$

2ª iteração:

$$\alpha_r = 0,0206 \cdot 7705 \cdot 2,6499 \cdot 10^{-5 \cdot 0,18} \cdot \frac{0,07764^{0,82}}{0,0936^{1,82}} \left( \frac{577,31}{564,61} \right)^{0,35} = 219,96$$

$$Q_{tn} = h_g(T_g - T_w) + \sigma \cdot \varepsilon_w \cdot \varepsilon_g \cdot \phi_r \cdot (T_k^4 - T_w^4) = \sigma \cdot \varepsilon \cdot (T_w^4 - T_{amb}^4)$$

$$219,96(577,31 - T_w) + 5,67 \cdot 10^{-8} \cdot 0,4 \cdot 0,137 \cdot 0,6 \cdot (577,31^4 - T_w^4) \\ = 5,67 \cdot 10^{-8} \cdot 0,4 \cdot (T_w^4)$$

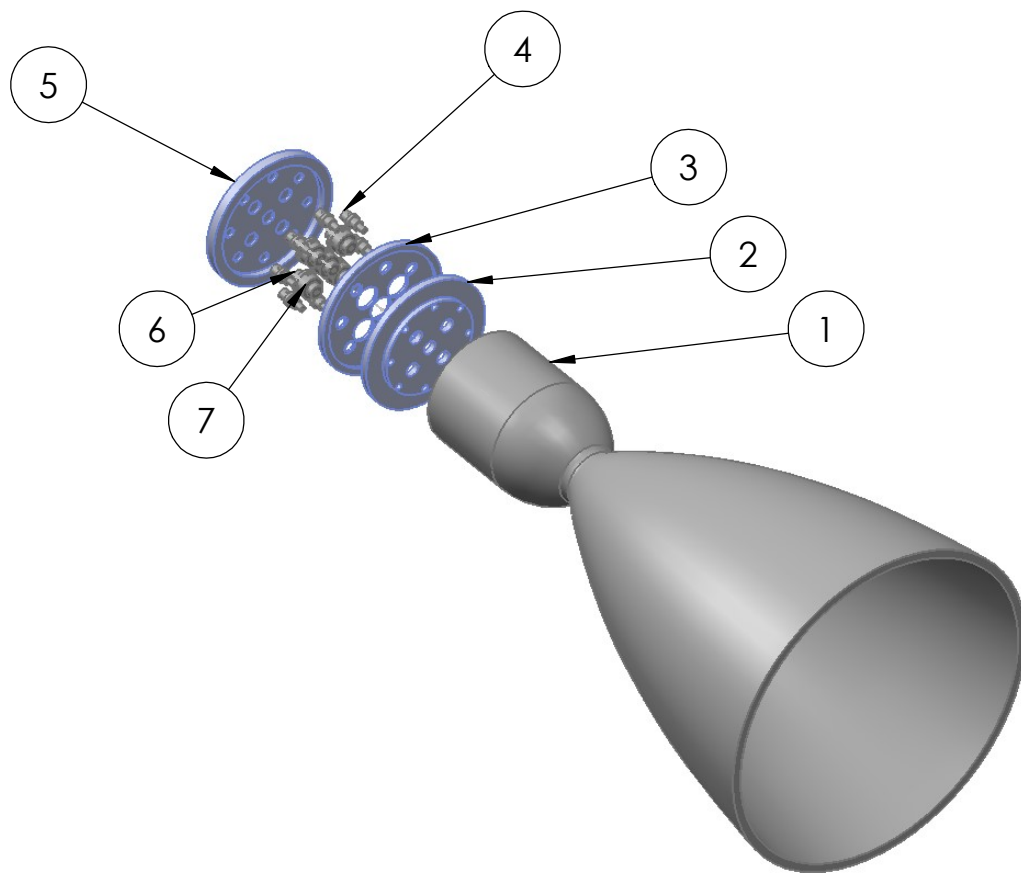
$$T_w = 566,74 \text{ K}$$

$$Q_{rn} = \sigma \cdot \varepsilon_w \cdot \varepsilon_g \cdot \phi_r \cdot (T_k^4 - T_w^4) = 5,67 \cdot 10^{-8} \cdot 0,4 \cdot 0,137 \cdot 0,6 \cdot (577,31^4 - 566,74^4)$$

$$Q_{rn} = 14,75 \text{ W}$$

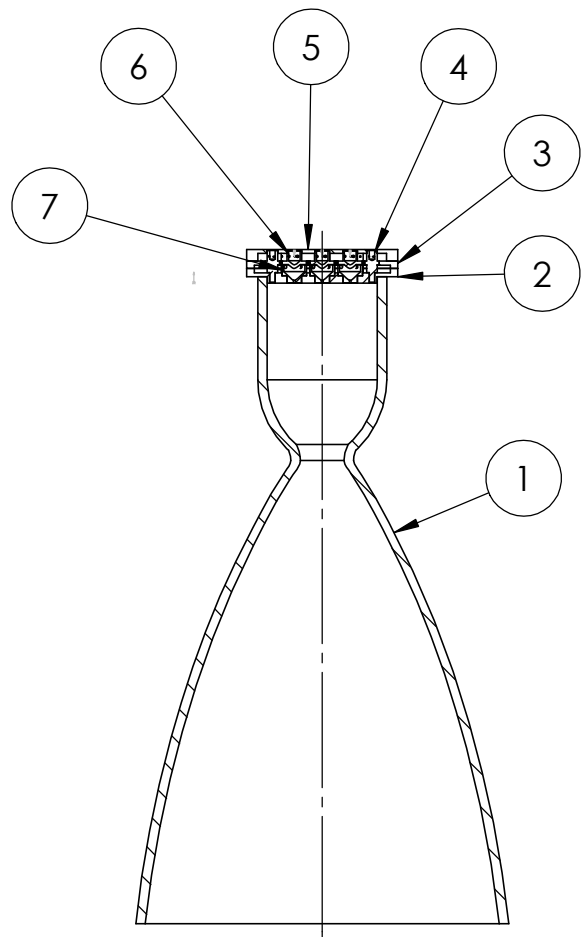
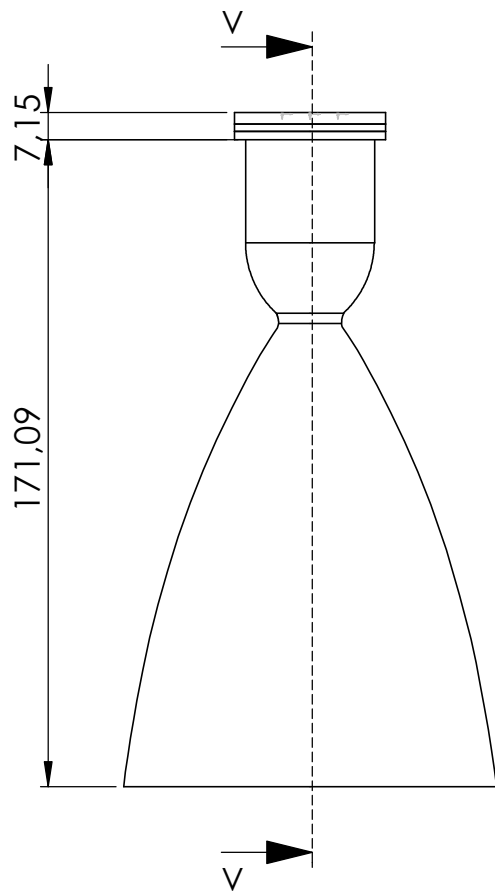
$$Q_{cn} = 219,96(577,31 - 566,74) = 2324,98 \text{ W}$$

**APÊNDICE G – Desenhos esquemáticos do projeto**



7	Injetor central - câmara secundária	5	Aço Inox AISI 347	
6	Injetor central - câmara primária	5	Aço Inox AISI 347	
5	Placa injetora superior	1	Aço Inox AISI 347	
4	Injetor periférico	8	Aço Inox AISI 347	
3	Placa injetora central	1	Aço Inox AISI 347	
2	Placa injetora inferior	1	Aço Inox AISI 347	
1	Propulsor bipropelente de 200N	1	Liga de Níobio C-103	

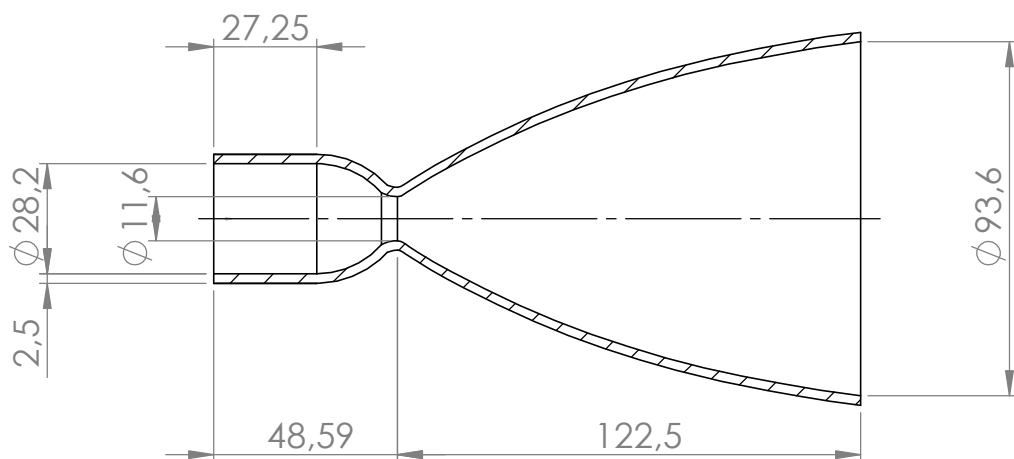
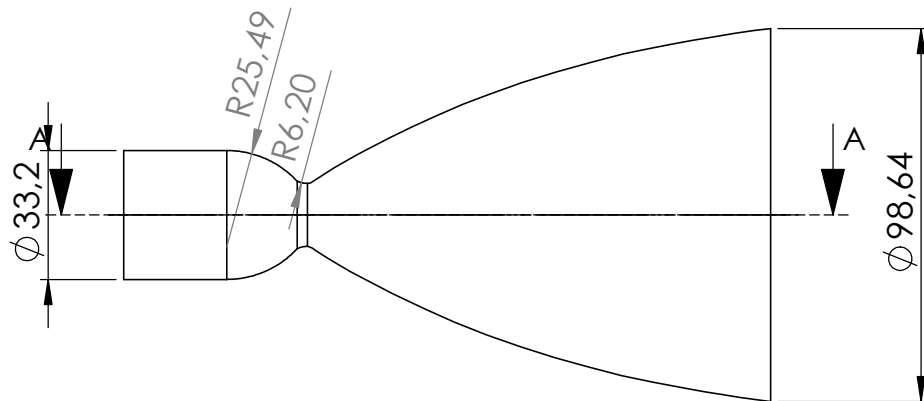
Nº	DENOMINAÇÃO	Q.	MATERIAL	AJUSTES
	<b>Propulsor Bipropelente de 200N - Montado</b>			
	PRANCHA	EXECUÇÃO		DATA
	1	Adriano Pereira Silva Filho		09/03/2021
	ESCALA	ORIENTADOR		DATA
1:2	Dr. Roman Ivanovitch Savonov		/ /	
	CO-ORIENTADOR		DATA	
	Dr. Matheus Fontanelle Pereira		/ /	



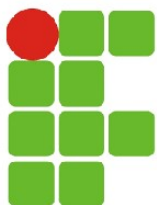
SEÇÃO V-V

7	Injetor central - câmara secundária	5	Aço Inox AISI 347	
6	Injetor central - câmara primária	5	Aço Inox AISI 347	
5	Placa injetora superior	1	Aço Inox AISI 347	
4	Injetor periférico	8	Aço Inox AISI 347	
3	Placa injetora central	1	Aço Inox AISI 347	
2	Placa injetora inferior	1	Aço Inox AISI 347	
1	Propulsor bipropelente de 200N	1	Liga de Níobio C-103	

Nº	DENOMINAÇÃO	Q.	MATERIAL	AJUSTES
	<b>Propulsor Bipropelente de 200N - Montado</b>			
	PRANCHA	EXECUÇÃO		DATA
	2	Adriano Pereira Silva Filho		09/03/2021
	ESCALA	ORIENTADOR		DATA
1:2	Dr. Roman Ivanovitch Savonov		/ /	
	CO-ORIENTADOR		DATA	
	Dr. Matheus Fontanelle Pereira		/ /	



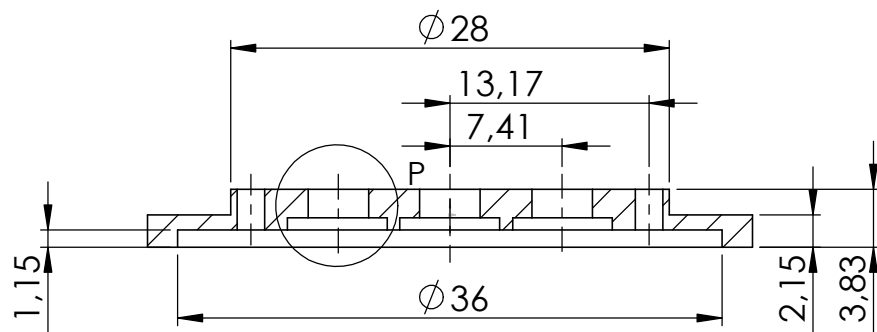
SEÇÃO A-A



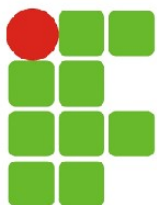
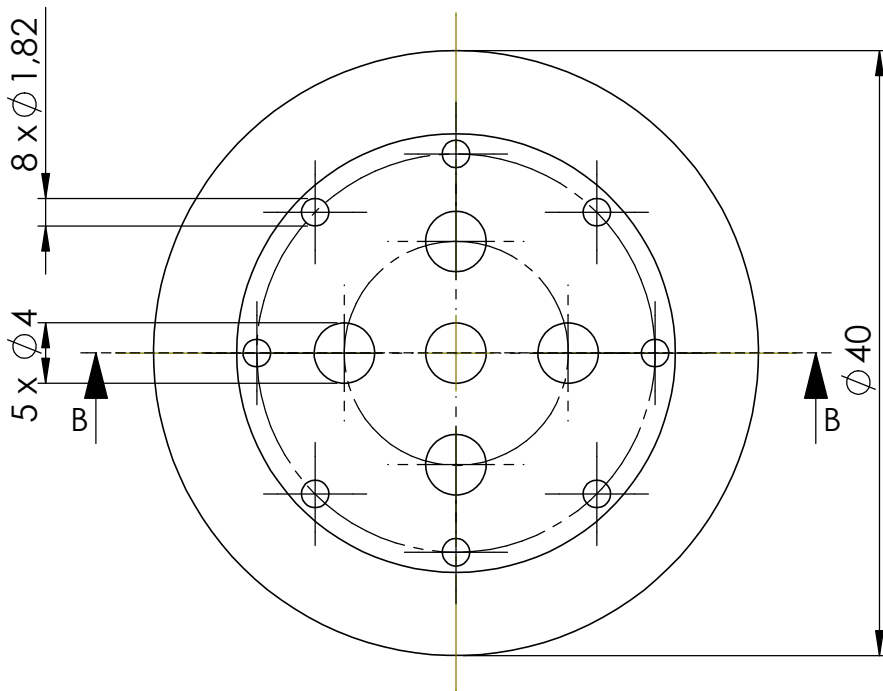
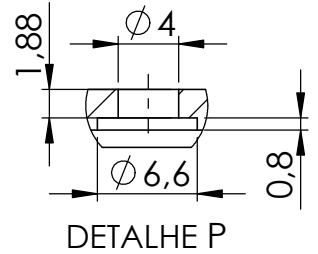
## Propulsor Bipropelente de 200N

PRANCHA	EXECUÇÃO	DATA
3	Adriano Pereira Silva Filho	09/03/2021
ESCALA	ORIENTADOR	DATA
1:2	Dr. Roman Ivanovitch Savonov	/ /
	CO-ORIENTADOR	DATA
	Dr. Matheus Fontanelle Pereira	/ /



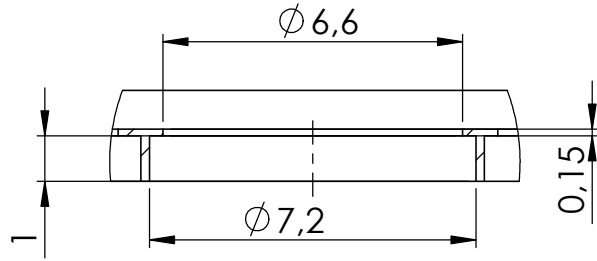
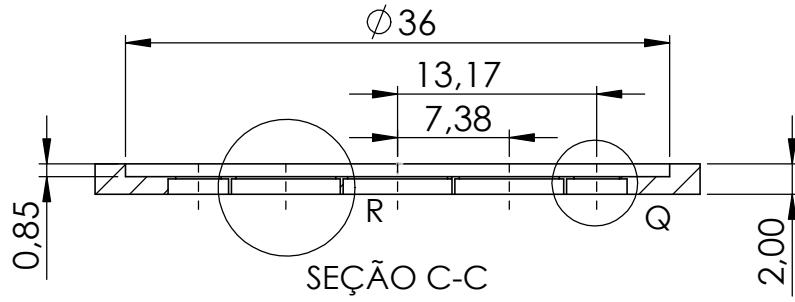


SEÇÃO B-B

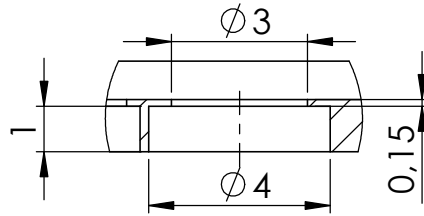


## Placa injetora inferior

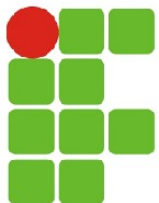
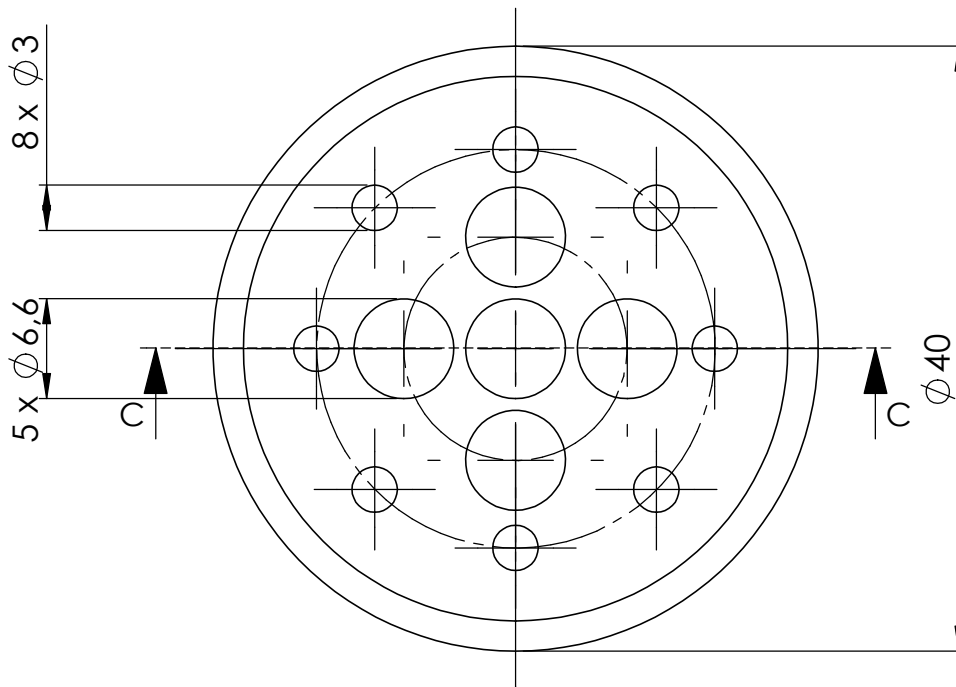
PRANCHA	EXECUÇÃO	DATA
4	Adriano Pereira Silva Filho	09/03/2021
ESCALA	ORIENTADOR	DATA
2:1	Dr. Roman Ivanovitch Savonov	/ /
	CO-ORIENTADOR	DATA
	Dr. Matheus Fontanelle Pereira	/ /



ESCALA 6 : 1

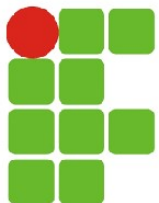
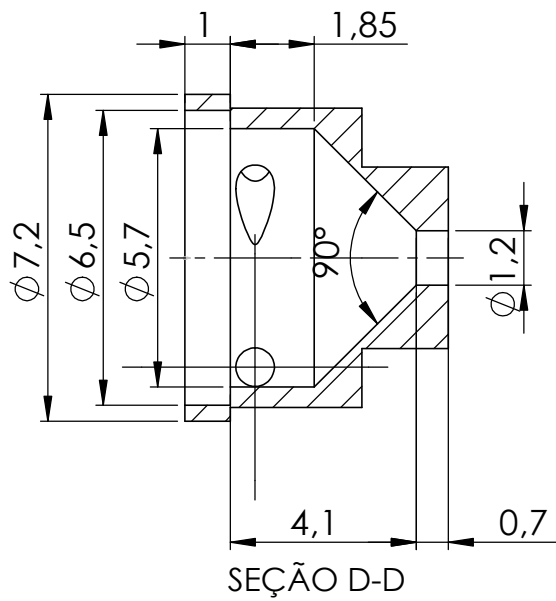
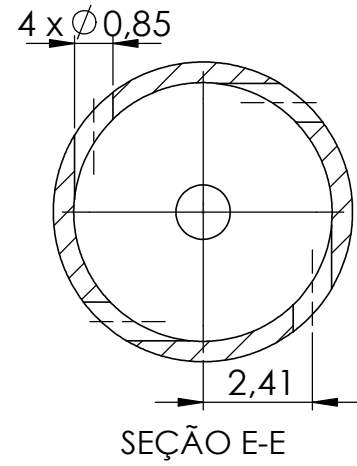
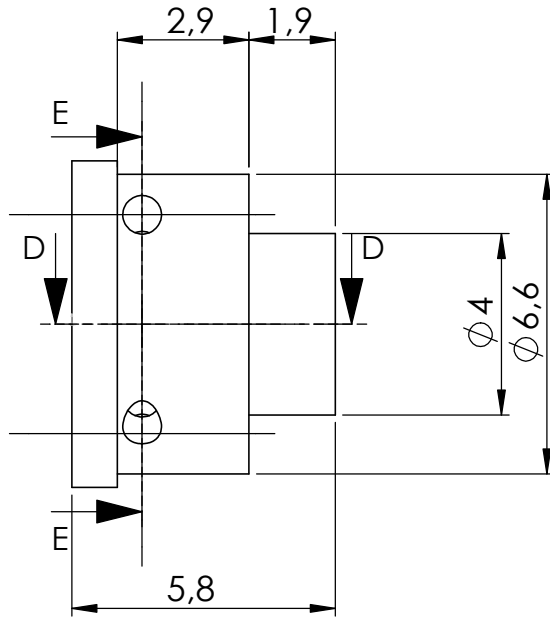


ESCALA 6 : 1



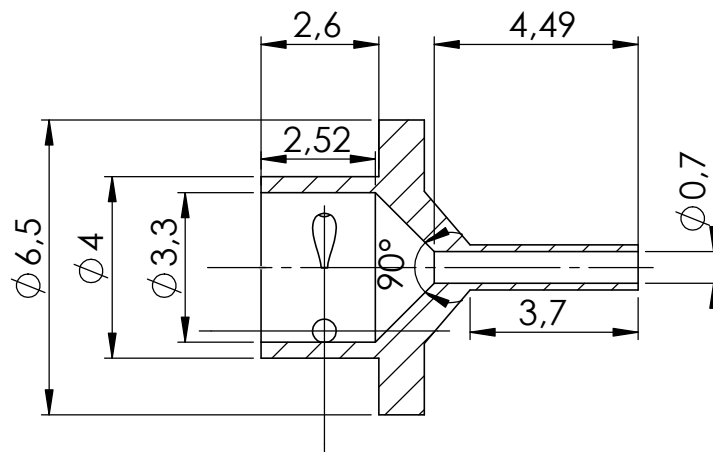
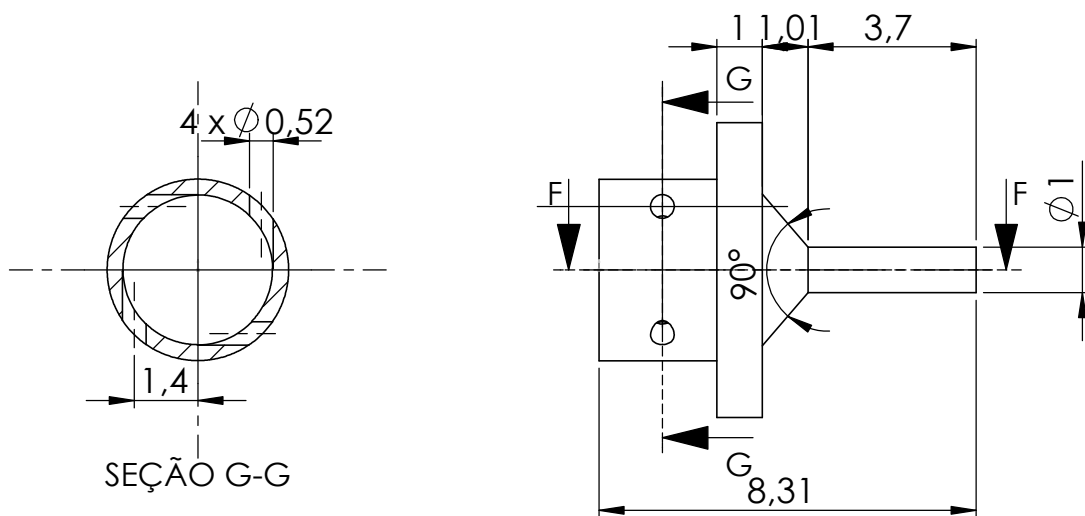
Placa injetora central

PRANCHA <b>5</b>	EXECUÇÃO <b>Adriano Pereira Silva Filho</b>	DATA <b>09/03/2021</b>
	ORIENTADOR <b>Dr. Roman Ivanovitch Savonov</b>	DATA / /
	CO-ORIENTADOR <b>Dr. Matheus Fontanelle Pereira</b>	DATA / /
ESCALA <b>2:1</b>		

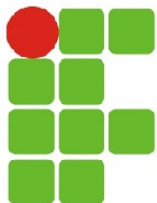


## Injetor central - câmara secundária

PRANCHA	EXECUÇÃO	DATA
6	Adriano Pereira Silva Filho	09/03/2021
ESCALA	ORIENTADOR	DATA
6:1	Dr. Roman Ivanovitch Savonov	/ /
	CO-ORIENTADOR	DATA
	Dr. Matheus Fontanelle Pereira	/ /

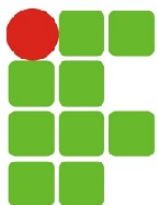
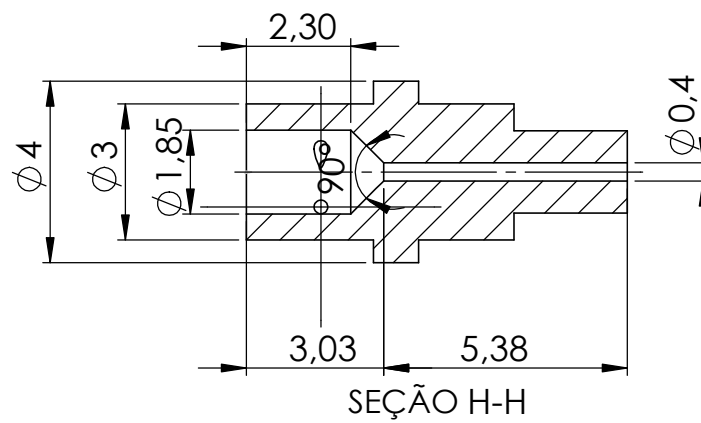
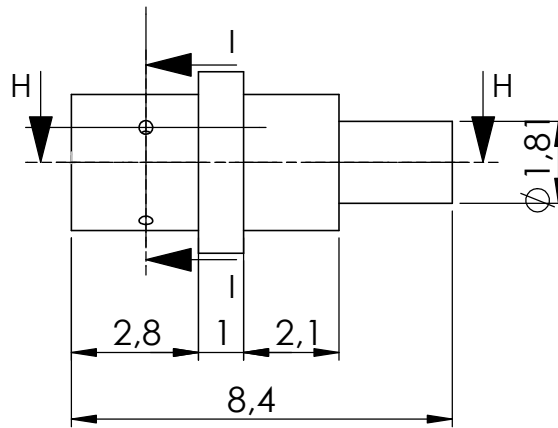
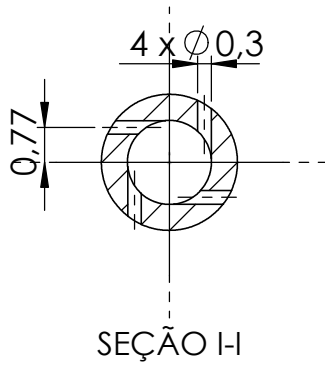


SEÇÃO F-F



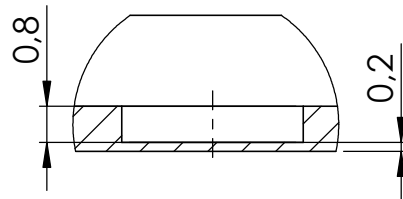
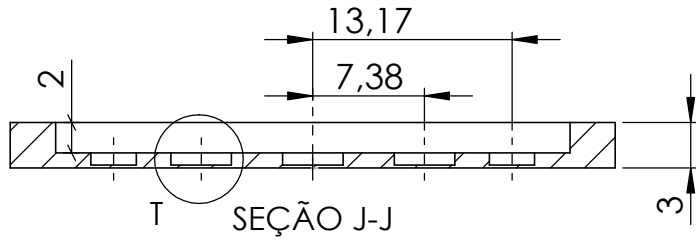
Injetor central - câmara primária

PRANCHA	EXECUÇÃO	DATA
7	Adriano Pereira Silva Filho	09/03/2021
ESCALA	ORIENTADOR	DATA
6:1	Dr. Roman Ivanovitch Savonov	/ /
	CO-ORIENTADOR	DATA
	Dr. Matheus Fontanelle Pereira	/ /

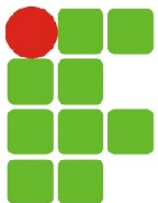
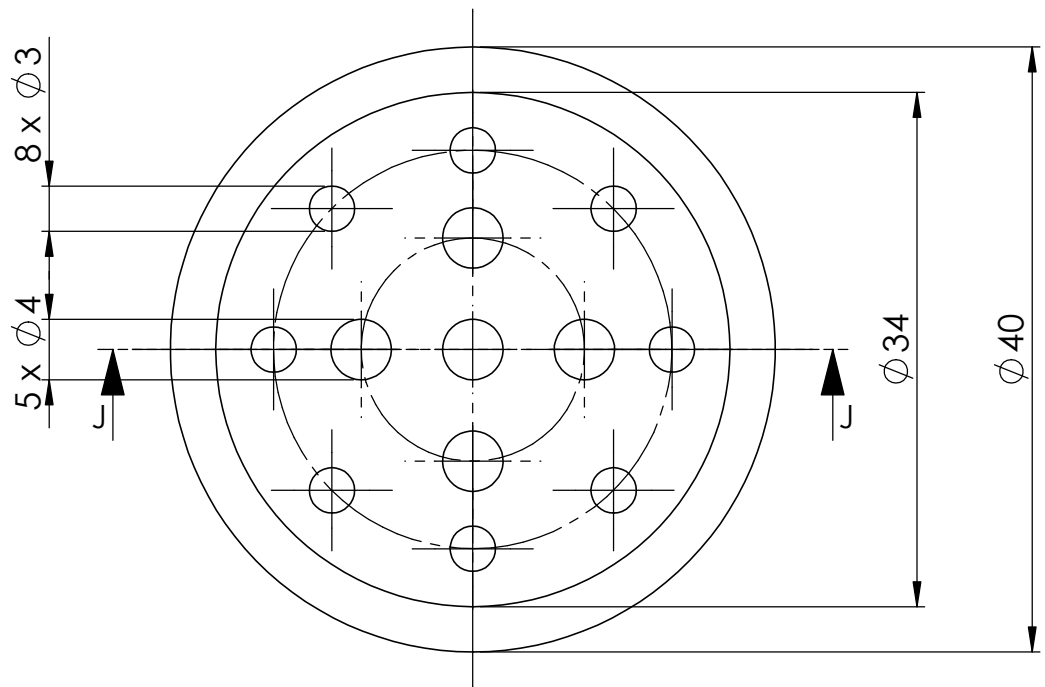


## Injetor periférico

PRANCHA	8	EXECUÇÃO	Adriano Pereira Silva Filho	DATA	09/03/2021
ESCALA	6:1	ORIENTADOR	Dr. Roman Ivanovitch Savonov	DATA	/ /
		CO-ORIENTADOR	Dr. Matheus Fontanelle Pereira	DATA	/ /



ESCALA 6 : 1



Placa injetora superior

PRANCHA	EXECUÇÃO	DATA
9	Adriano Pereira Silva Filho	09/03/2021
ESCALA	ORIENTADOR	DATA
2:1	Dr. Roman Ivanovitch Savonov	/ /
	CO-ORIENTADOR	DATA
	Dr. Matheus Fontanelle Pereira	/ /

## -APÊNDICE H



MINISTÉRIO DA EDUCAÇÃO  
SECRETARIA DE EDUCAÇÃO PROFISSIONAL E TECNOLÓGICA  
INSTITUTO FEDERAL DE EDUCAÇÃO, CIÊNCIA E TECNOLOGIA DE SANTA CATARINA  
CAMPUS LAGES

### TERMO DE AUTORIZAÇÃO PARA PUBLICIZAÇÃO NO REPOSITÓRIO INSTITUCIONAL DO IFSC

Eu, Adriano Pereira Silva Filho, CPF 349574698-65, RG 48688587-2, e-mail adriano.psf1@gmail.com, telefone (49) 99941-0699.

- ( X ) Aluno  
( ) Servidor

do **IFSC Campus Lages**, na qualidade de titular dos direitos autorais da obra já concluída e entregue e cujo título é:

**Projeto de propulsor bipropelente de 200N para aplicação em satélites**, que se encontra no seguinte formato:

- (X) Trabalho conclusão de curso, defendido no ano de 2021.  
( ) Relatório de estágio, defendido no ano de \_\_\_\_\_.  
( ) Dissertação, defendida no ano de \_\_\_\_\_.  
( ) Tese, defendido no ano de \_\_\_\_\_.

Cuja orientação foi realizada por Roman Ivanovitch Savonov.

Com base no disposto na Lei Federal Nº 9610, de 19 de fevereiro de 1998, referente a direitos autorais:

(X) **AUTORIZO** o Instituto Federal de Santa Catarina (IFSC), neste ato de depósito, a disponibilizar total e gratuitamente, para fins acadêmicos, em seu Repositório Institucional, sem ressarcimento dos direitos autorais, o trabalho de minha autoria supracitado, em **formato digital**, para fins de leitura e/ou impressão pela internet, a partir desta data.

Ocasionará registro de patente? [ ] sim [X] não

Ocasionará publicação em revista científica que exige ineditismo, mesmo tratando-se de disponibilização prévia em repositórios de acesso livre? [ ] sim [X] não

Se tratar-se de um dos itens supracitados, este trabalho deve ser publicizado nos meios institucionais somente após 12 (doze) meses da entrega, com o intuito de manter a originalidade.

( ) **NÃO AUTORIZO** o Instituto Federal de Santa Catarina (IFSC), neste ato de depósito, a disponibilizar total e gratuitamente, para fins acadêmicos, em seu Repositório Institucional, sem ressarcimento dos direitos autorais, o trabalho de minha autoria supracitado, em **formato digital**, para fins de leitura e/ou impressão pela internet, a partir desta data.

Justificativa (preenchimento obrigatório):

---

---

---

Lages, 03 de maio de 2021

Assinatura do autor (a)

Assinatura do(a) orientador(a)