

UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA CATARINA
CENTRO TECNOLÓGICO DE JOINVILLE
CURSO DE ENGENHARIA AEROESPACIAL

VINÍCIUS BREVE TRAUTWEIN

PROJETO CONCEITUAL DE SISTEMA PROPULSIVO
PARA ESTÁGIO SUPERIOR DE FOGUETE

Joinville

2024

VINÍCIUS BREVE TRAUTWEIN

PROJETO CONCEITUAL DE SISTEMA PROPULSIVO
PARA ESTÁGIO SUPERIOR DE FOGUETE

Trabalho apresentado como requisito parcial para obtenção do título de bacharel em Engenharia Aeroespacial do Centro Tecnológico de Joinville, da Universidade Federal de Santa Catarina.

Orientador: Dr. Antônio Otaviano Dourado

Joinville

2024

VINÍCIUS BREVE TRAUTWEIN

PROJETO CONCEITUAL DE SISTEMA PROPULSIVO
PARA ESTÁGIO SUPERIOR DE FOGUETE

Este Trabalho de Conclusão de Curso foi julgado adequado para obtenção do título de bacharel em Engenharia Aeroespacial do Centro Tecnológico de Joinville, da Universidade Federal de Santa Catarina.

Joinville (SC), 09 de dezembro de 2024.

Banca Examinadora:

Dr. Antônio Otaviano Dourado
Orientador/Presidente

Ph.D. Juan Pablo de Lima Costa Salazar
Membro
Universidade Federal de Santa Catarina

Dra. Talita Sauter Possamai
Membro
Universidade Federal de Santa Catarina

Dedico este trabalho a quem sempre será minha maior inspiração, meu falecido pai,
que muito me ensinou. Que você possa se orgulhar de mim.

AGRADECIMENTOS

A meus pais, Vagner e Sandra, e minha irmã, Beatriz, que sempre me apoiaram e forneceram o suporte emocional e financeiro para que fosse possível a realização deste trabalho, vocês são grande parte disso.

À minha namorada, Annie, que esteve do meu lado todos os dias e despendeu horas ouvindo meus monólogos sobre o projeto deste trabalho, além de me amparar nos momentos de fragilidade.

Aos meus professores e meu orientador, que me ensinaram para além das salas de aula o conhecimento que carregarei eternamente em minha vida profissional e pessoal, essencial para a efetivação deste trabalho.

A todos os amigos que fiz e que sempre me ajudaram dentro e fora da universidade, fazendo os estudos mais produtivos de forma descontraída.

“Aprenda como ver. Perceba que tudo se conecta a tudo mais.”
(Leonardo da Vinci).

RESUMO

A utilização de cubesats para missões espaciais cresce a cada ano, já que sua padronização facilita na construção e redução de custos do projeto. Contudo, a sua inserção orbital pode, em muitos casos, ser um problema, tendo em vista que esses satélites são enviados nos espaços vazios de grandes foguetes, criando uma dependência entre as missões de cada projeto. Assim, surge a necessidade do desenvolvimento de um foguete de pequeno porte capaz de levar cubesats para órbitas LEO, buscando um baixo custo de missão. Considerando isso, apresenta-se neste trabalho um projeto conceitual de um propulsor aeroespacial para o estágio superior de um foguete de baixo custo, com a missão de colocar cubesats em órbitas LEO. Para isso, realiza-se uma avaliação de diferentes tecnologias propulsivas e seus dados históricos de testes e missões, para determinar qual é a ideal para o ajuste orbital necessário, mantendo um elevado grau de confiabilidade ao optar pela seleção de motores foguete com elevado TRL. Em seguida, estruturou-se o projeto do estágio superior do veículo como um todo, detalhando por fim o cálculo do desempenho da câmara de combustão e bocal de forma comparativa entre diferentes propelentes. Concluiu-se que, para o projeto apresentado, o veículo com os propelentes líquidos RP-1 e H_2O_2 alimentados por gás inerte pressurizado cumpre com os requisitos de projeto, tendo seus parâmetros de dimensionamento calculados para a câmara de combustão e bocal idealizados.

Palavras-chave: propulsão espacial; projeto conceitual; câmara de combustão; bocal.

ABSTRACT

The application of cubesats in space missions grows every year, as their standardization facilitates the construction process and reduces the project costs. However, their orbital insertion can be a problem, considering that these satellites are usually sent in the empty spaces of large rockets, thus creating a dependency between different missions. Thus, this work aims to develop a conceptual project of an aerospace propulsion system for the upper stage of a low cost rocket with the mission of placing cubesats in LEO orbits. To accomplish this, an evaluation of different propulsion technologies and their historical data from tests and missions is conducted to determine which one is the ideal to the necessary orbital adjustment, keeping a higher reliability by selecting higher TRL rocket engines. Subsequently, the upper stage of the vehicle was designed as a whole, with a detailed analysis of the combustion chamber and nozzle performance calculated comparatively for different propellants. The study concludes that, for the presented design, a vehicle using liquid RP-1 and H₂O₂ propellants, pressure-fed by inert gas, meets the design requirements, with the sizing parameters calculated for the idealized combustion chamber and nozzle.

Keywords: space propulsion; conceptual design; combustion chamber; nozzle.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Vista em corte do motor do foguete STAR 27	19
Figura 2 – Diagrama esquemático de sistemas de alimentação de propulsores	20
Figura 3 – Visualização das hipóteses de área finita e infinita	26
Figura 4 – Fluxograma dos cálculos deste trabalho	31
Figura 5 – Fluxograma dos requisitos do projeto	32
Figura 6 – Comparação do desempenho de diferentes categorias de propulsores	41
Figura 7 – Fluxo de dados do sistema propulsivo	45
Figura 8 – Solução de design simplificada do sistema propulsivo	47
Figura 9 – Gráfico da temperatura na câmara de combustão em função da razão de mistura para os propelentes CH ₄ + O ₂ (a), RP-1 + O ₂ (b), CH ₄ + H ₂ O ₂ (c) e RP-1 + H ₂ O ₂ (d)	48
Figura 10 – Gráfico do coeficiente de expansão adiabática calculado pela NASA CEA para RP-1 e H ₂ O ₂ em pressão de 25 bar	50
Figura 11 – Gráfico da razão entre as áreas do bocal para RP-1 e H ₂ O ₂ em pressão de 25 bar	51
Figura 12 – Impulso específico em função da razão de mistura para os propelentes CH ₄ + O ₂ (a), RP-1 + O ₂ (b), CH ₄ + H ₂ O ₂ (c) e RP-1 + H ₂ O ₂ (d)	54
Figura 13 – Razão de massas em função da razão de mistura para os propelentes CH ₄ + O ₂ (a), RP-1 + O ₂ (b), CH ₄ + H ₂ O ₂ (c) e RP-1 + H ₂ O ₂ (d)	55
Figura 14 – Razão de massas considerando variação de velocidade de 9370,62 m/s para os propelentes RP-1 + O ₂	56
Figura 15 – Volume total de reservatórios em função da massa final do foguete para os propelentes RP-1 e H ₂ O ₂	57
Figura 16 – Desenho do sistema propulsivo do estágio superior	59

LISTA DE QUADROS

Quadro 1 – Tecnologias para propulsão espacial segundo a NASA	17
Quadro 2 – Dados de entrada e saída deste trabalho	32
Quadro 3 – Etapas do design de sistema	33
Quadro 4 – Decomposição das atividades do estágio superior do foguete	44
Quadro 5 – Solução de design de cada sistema do estágio superior do veículo	45

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Comprimento característico em função da combinação de propelentes	25
Tabela 2 – Dados de entrada das análises de câmara de combustão e bocal	35
Tabela 3 - Considerações de dimensionamento do projeto	36
Tabela 4 - Dimensões da câmara de combustão e bocal	58
Tabela 5 - Considerações e resultados do dimensionamento final selecionado	61

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

CEA - Chemical Equilibrium with Applications

LEO - Low Earth Orbit

MOE - Medida de Eficácia

MOP - Medida de Desempenho

NASA - National Aeronautics and Space Administration

TPM - Medida de Desempenho Técnico

TRL - Technology Readiness Level

SE - Engenharia de Sistemas

LISTA DE SÍMBOLOS

Q	Calor total do sistema [J]
Δ	Varição de uma propriedade qualquer
H	Entalpia total do sistema [J]
U	Energia interna total do sistema [J]
T	Temperatura [K]
S	Entropia total do sistema [J/K]
P	Pressão [bar]
V	Volume [L]
G	Energia livre de Gibbs [J]
J	Número de fases do sistema
N	Número de espécies químicas do sistema
μ	Potencial químico de uma espécie [J/mol]
n	Número de mols de uma espécie [mol]
G^0	Energia livre de Gibbs de formação [J]
R_u	Constante universal dos gases [J/(mol*K)]
$\frac{f_{i,j}}{f_{i,j}^0}$	Razão de fugacidade de um elemento químico
κ	Coefficiente de atividade
x	Fração molar
ϕ	Fugacidade [Pa]
L^*	Comprimento característico da câmara de combustão [m]
V_{ch}	Volume da câmara de combustão [L]
A^*	Área da garganta do bocal [cm ²]
O/F	Razão entre quantidade de oxidante e de combustível
ρ	Densidade [kg/m ³]
u	Velocidade do escoamento [m/s]
A	Área [cm ²]
h	Entalpia específica [J/kg]
\dot{m}	Vazão mássica ou fluxo de massa [kg/s]

v	Velocidade do veículo [m/s]
u_e	Velocidade dos gases do escoamento na saída do bocal [m/s]
m_0	Massa inicial do estágio final do veículo [kg]
m_f	Massa final do estágio superior do veículo [kg]
M	Número de Mach
A_e	Área de saída do bocal [cm ²]
γ	Razão entre calores específicos a pressão e volume constantes
P_0	Pressão de estagnação [bar]
ρ_0	Densidade de estagnação [kg/m ³]
T_0	Temperatura de estagnação [K]
P_{ch}	Pressão na câmara de combustão [bar]
ρ^*	Densidade na garganta do bocal [kg/m ³]
R	Constante do gás ideal [J/(mol*K)]
T^*	Temperatura na garganta do bocal [K]
λ	Fator de correção da velocidade dos gases de exaustão
I_{sp}	Impulso específico [s]
g_0	Aceleração média gravitacional da Terra no nível do mar [m/s ²]
m_{prop}	Massa de propelentes [kg]
m_{oxi}	Massa de oxidante [kg]
m_{comb}	Massa de combustível [kg]
V_{N2}	Volume de gás inerte N2 [L]
V_{oxi}	Volume de oxidante [L]
V_{comb}	Volume de combustível [L]
L_{bell}	Comprimento da região divergente do bocal [m]
M_e	Número de Mach do escoamento na saída do bocal
ρ_e	Densidade dos gases na saída do bocal [kg/m ³]
u_x	Velocidade dos gases de exaustão corrigida [m/s]

SUMÁRIO

1. INTRODUÇÃO.....	15
1.1. OBJETIVOS.....	16
1.1.1. Objetivo geral.....	16
1.1.2. Objetivos específicos.....	16
2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA.....	17
2.1. PROPULSORES ESPACIAIS.....	17
2.1.1. Propulsão química.....	18
2.1.2. Propulsão não-química.....	21
2.2. CÂMARA DE COMBUSTÃO.....	22
2.2.1. Reação e determinação do equilíbrio químico.....	22
2.2.2. Volume da câmara de combustão.....	24
2.2.3. NASA CEA.....	25
2.3. ESCOAMENTO ATRAVÉS DE BOCAL.....	27
3. METODOLOGIA.....	30
3.1. DEFINIÇÃO DO MODELO DE PROPULSOR.....	31
3.1.1. Definição da categoria de propulsor.....	31
3.1.2. Definição dos subsistemas do propulsor.....	33
3.2. DIMENSIONAMENTO DA CÂMARA DE COMBUSTÃO.....	34
3.3. DIMENSIONAMENTO DO BOCAL.....	36
3.4. CÁLCULO DO DESEMPENHO DO PROPULSOR.....	37
4. APRESENTAÇÃO E ANÁLISE DOS DADOS.....	40
4.1. DESENVOLVIMENTO DO PROJETO CONCEITUAL DO MOTOR.....	40
4.1.1. Seleção da categoria de propulsor.....	40
4.1.2. Design do sistema propulsivo.....	42
<u>4.1.2.1. Definição e gestão das expectativas dos stakeholders.....</u>	<u>43</u>
<u>4.1.2.2. Definição dos requisitos técnicos.....</u>	<u>43</u>
<u>4.1.2.3. Decomposição lógica.....</u>	<u>44</u>
<u>4.1.2.4. Definição da solução de design.....</u>	<u>45</u>
4.2. ANÁLISE DA CÂMARA DE COMBUSTÃO.....	47
4.3. ANÁLISE DO BOCAL.....	49
4.3.1. Filtragem dos resultados calculados através da NASA CEA.....	49
4.3.2. Dimensionamento do bocal.....	51
4.4. ANÁLISE DO DESEMPENHO DO PROPULSOR.....	53
4.4.1. Avaliação dos parâmetros de desempenho.....	53
4.4.2. Avaliação dos volumes para o caso selecionado.....	57
5. CONCLUSÃO.....	60
REFERÊNCIAS.....	63

1. INTRODUÇÃO

Os satélites artificiais vêm sendo utilizados para sistemas de comunicação, estudos climáticos, mapeamento, entre outras aplicações, desde sua origem em 1957, com o lançamento do Sputnik (Maini; Agrawal, 2011). Com os avanços tecnológicos e a busca por baixos custos, o conceito de CubeSat ganhou força, por conta de serem satélites de formato padronizado e tamanho pequeno, o que garante uma acessibilidade nos custos do projeto (Woellert *et al.*, 2010). Por conta disso, é possível perceber que a quantidade de lançamentos desses satélites aumenta a cada ano, apesar da queda entre os anos de 2017 e 2020 (Kulu, 2022).

Atualmente, os CubeSats são, muitas vezes, colocados em órbita utilizando um foguete com outra missão principal, sendo carregados nos espaços vazios desses veículos até suas órbitas finais (Woellert *et al.*, 2010). Entretanto, esse formato de lançamento pode ser, em alguns casos, limitado para os CubeSats, pois serão enviados como cargas secundárias da missão (Champagne; Burge; Crowther, 2011).

Dessa forma, surge a ideia de um veículo espacial capaz de comportar uma pequena carga paga, lançando cubesats em pequenos grupos para órbitas baixas, com baixo custo para missões exclusivas, buscando uma solução similar a veículos como, por exemplo, o Electron, da empresa Rocket Lab (Tulp; Beek, 2017).

Durante a primeira fase deste projeto, foi proposta uma configuração de veículo, que será dividido em diferentes estágios, sendo que os primeiros serão responsáveis por elevar a altitude do foguete, enquanto o último definirá a órbita com precisão. Considerando isso, apresenta-se neste trabalho um projeto conceitual de dimensionamento para o propulsor do último estágio de um foguete de baixo custo, para lançamento de CubeSats, visando simplicidade e confiabilidade dos subsistemas para o voo *in-space* em órbita da Terra. Para isso, serão avaliadas as tecnologias já existentes de sistemas de propulsão sólida, propulsão líquida, com alimentação por bombas ou por pressão, e propulsão elétrica, que já foram amplamente estudadas (Sutton; Biblarz, 2017; Das, 2023; Jahn, 1968), para então se selecionar e dimensionar a que melhor cumpra com os requisitos da missão.

O projeto tem início com a definição do tipo de propulsor adequado, conforme os parâmetros históricos apresentados por Sutton e Biblarz (2017),

seguindo para a modelagem matemática da câmara de combustão, aplicando a ferramenta de equilíbrio químico da National Aeronautics and Space Administration (NASA), e do bocal isentrópico para que, por fim, a análise dos resultados obtidos seja realizada considerando o impulso específico, a minimização do peso do propulsor e uma avaliação crítica de custos e complexidade associados ao projeto.

1.1. OBJETIVOS

Para resolver a problemática do dimensionamento do propulsor para o estágio superior de uma missão de pequena carga paga com baixo custo, propõe-se os seguintes objetivos.

1.1.1. Objetivo geral

Dimensionar um propulsor de pequeno porte que seja capaz de proporcionar o impulso adequado para inserir os CubeSats em órbita e que seja simples e confiável.

1.1.2. Objetivos específicos

- Definir o tipo de propulsor adequado para a missão, incluindo o tipo de propelente e o sistema de alimentação do foguete;
- Calcular os resultados idealizados do comportamento da câmara de combustão e bocal do propulsor para diferentes opções de propelente e de projeto;
- Avaliar os resultados idealizados de impulso específico e os volumes de reservatórios necessários, de forma a determinar a solução com a otimização do volume dos reservatórios.

2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

Uma possível solução de baixo custo para o lançamento de CubeSats em órbitas do tipo *Low Earth Orbit* (LEO), é dada por um veículo lançador exclusivo para cargas úteis reduzidas. Com o foguete subdividido em diferentes estágios, nota-se a necessidade de um projeto de propulsor adequado para a etapa final da missão, responsável por posicionar os CubeSats na trajetória orbital correta.

Assim, este capítulo tem por finalidade expor os tipos de propulsores espaciais e suas aplicações em missões, introduzir os principais componentes dos sistemas de propulsão, apresentar a ferramenta *Chemical Equilibrium with Applications* (CEA) da NASA, utilizada neste trabalho para calcular as condições da câmara de combustão do sistema propulsivo e, por fim, elucidar conceitos básicos de escoamentos de gases através de bocais.

2.1. PROPULSORES ESPACIAIS

Conforme apresentado pela NASA (2012), os tipos de tecnologias aplicadas em propulsores para exploração no espaço podem ser divididos em quatro categorias, sendo essas quatro subdivididas em maiores especificidades, conforme ilustrado pelo Quadro 1. Este trabalho apresenta a seleção de um propulsor de elevada confiabilidade e baixo custo, portanto, as tecnologias de baixa *Technology Readiness Level* (TRL) não serão avaliadas, havendo uma análise e seleção do tipo de propulsor a partir das tecnologias de propulsão química e não-química.

Quadro 1 – Tecnologias para propulsão espacial segundo a NASA

(continua)

Propulsão Química	Propelente Líquido Armazenável
	Propelente Líquido Criogênico
	Propelente em Gel
	Propelente Sólido
	Propelente Híbrido
	Propelente em Gás Quente ou Frio
	Micro Propulsão

Quadro 1 – Tecnologias para propulsão espacial segundo a NASA

(conclusão)

Propulsão Não-Química	Propulsão Elétrica
	Propulsão à Vela Solar
	Propulsão Térmica
	Amarras Espaciais

Fonte: adaptado de NASA (2012, p. 2).

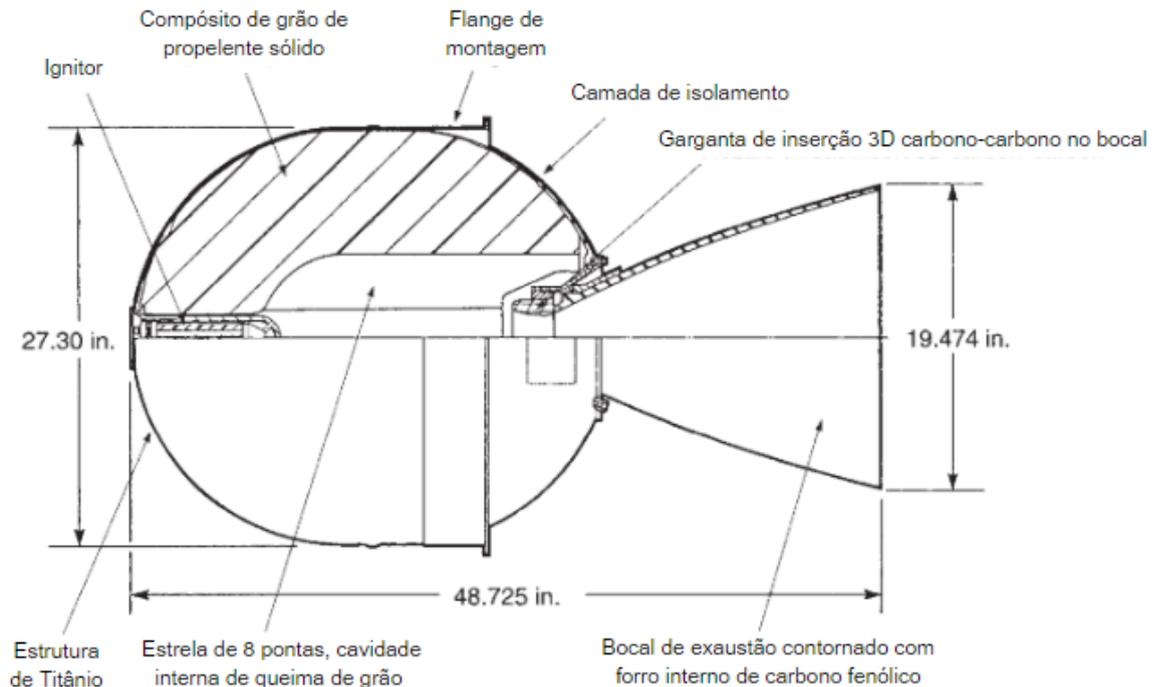
2.1.1. Propulsão química

A propulsão química é aplicada em missões espaciais desde a origem dos primeiros foguetes no final da década de 1950 até os dias atuais, porém com novas tecnologias e combustíveis. O princípio básico para acelerar o veículo é utilizar-se de uma reação química para obter fluidos com elevada energia escoando por um bocal, produzindo uma força de reação no foguete através da Terceira Lei de Newton (Salgado; Belderrain; Devezas, 2018).

Conforme listado no Quadro 1, uma forma de classificar os propulsores químicos se dá através dos tipos de propelente que utilizam. Para este estudo, que busca uma solução de baixo custo e elevada confiabilidade, os propulsores químicos se apresentam como uma solução viável, com destaque para os propelentes dos tipos líquido e sólido, que foram os primeiros a serem utilizados historicamente, conforme apontado por Brown (1996).

Os veículos que utilizam propelentes sólidos foram os primeiros a surgir devido a sua simplicidade em relação aos demais tipos de combustíveis (Davenas, 2003), o que é a grande vantagem na utilização dessa categoria de propulsores. Assim, projetos de menor custo podem procurar esse tipo de propulsor para atingir seus objetivos, evitando os subsistemas necessários para a injeção de propelente na câmara de combustão, conforme apresentado pela Figura 1.

Figura 1 – Vista em corte do motor do foguete STAR 27



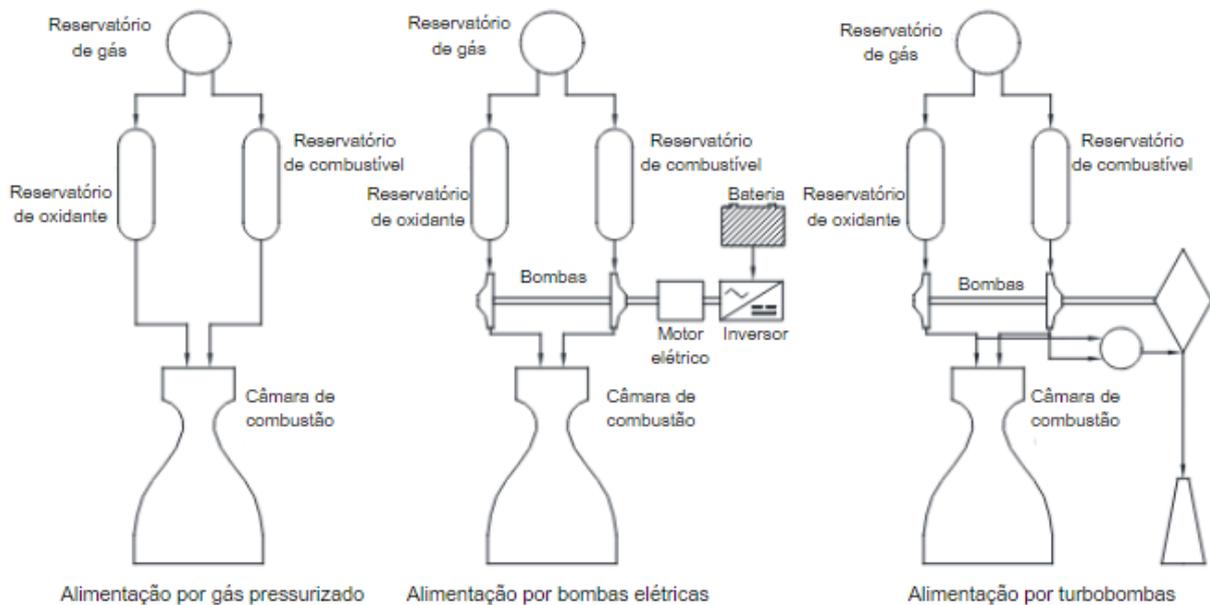
Fonte: adaptado de Sutton e Biblarz (2017, p. 435).

Como é possível observar na Figura 1, o propelente sólido já está localizado na parede interna da estrutura da câmara de combustão. Dessa forma, nota-se que, uma vez feita a ignição do sistema, a queima só se encerrará com a queima de todo o combustível do veículo, que ocorre de forma rápida (Remissa *et al.*, 2023).

Em contrapartida, os veículos que utilizam propelente líquido possuem um sistema de controle de queima de combustível, com a possibilidade de ser desligado e reiniciado a qualquer momento. Para isso, o propulsor necessita de uma série de válvulas de precisão e, em alguns casos, sistemas de alimentação complexos (Sutton; Biblarz, 2017).

A Figura 2 apresenta três das principais formas de fazer a alimentação de propelente na câmara de combustão, sendo essas o sistema com gás inerte pressurizado, o sistema com bombeamento de fluido por bombas elétricas e o bombeamento por turbobombas.

Figura 2 – Diagrama esquemático de sistemas de alimentação de propulsores



Fonte: adaptado de Liu *et al.* (2021, p. 3).

Conforme observado pela Figura 2, todos os sistemas contém um reservatório de gás pressurizado conectado diretamente aos reservatórios, de forma que façam a regulagem da pressão interna desses de acordo com o fluido de trabalho é liberado. Dessa forma, mantendo uma pressão interna constante e elevada, evitam-se as irregularidades no escoamento causadas pela força viscosa e tensão superficial, já que no ambiente de microgravidade essas grandezas afetam consideravelmente o comportamento dos fluidos (Pozzi; Sjöberg, 2021).

Além disso, segundo Sutton e Biblarz (2017) e Das (2023), o gás inerte também poderá ser utilizado para ejetar os propelentes de forma adequada na câmara de combustão, no caso de um sistema de alimentação por gás pressurizado, sendo de grande confiabilidade e provavelmente o mais simples de ser instalado, apresentando bons resultados para veículos espaciais de pequeno porte.

Entretanto, para um melhor desempenho em propulsores de impulso específico elevado, o ideal é a utilização de bombas hidráulicas para a injeção de propelente na câmara de combustão (Sutton; Biblarz, 2017). Duas possíveis soluções, apresentadas pela Figura 2, se diferenciam apenas pelo tipo de bomba que será utilizado.

O sistema de bombeamento elétrico apresenta-se como uma solução prática em relação às turbobombas por lidar apenas com poucos componentes elétricos,

evitando a complexidade de lidar com fluidos de grande entalpia, porém com o grande limitador histórico da elevada massa das baterias (Das, 2023). Por outro lado, o sistema com turbobombas utiliza-se de turbinas que produzem impulso rotacional através da energia de expansão de gases quentes para fazer o bombeamento do propelente, utilizando o próprio combustível e, em alguns casos, o oxidante do foguete nesse processo (NASA, 1974).

2.1.2. Propulsão não-química

Apesar de terem sido pensados e desenvolvidos ainda na década de 1960, com o caso do propulsor de íons, os propulsores não-químicos levaram mais tempo para encontrar seu espaço no mercado. Devido ao menor impulso específico gerado por essa categoria de propulsores em relação à propulsão química, seu uso é inviável para missões de lançamento a partir da Terra, tendo uma aplicação eficiente apenas quando o veículo já está no espaço (Santos, 2009).

O Quadro 1 apresenta alguns tipos de propulsores não químicos utilizados para diferentes missões, porém, tendo em vista o objetivo deste estudo, algumas das tecnologias não serão avaliadas, pois possuem aplicações distintas, como o controle de atitude do veículo ou então para missões em espaço profundo de longo prazo. Assim, apenas a propulsão elétrica será levada em consideração nas análises deste trabalho.

Existem diversos tipos de propulsores elétricos que utilizam tecnologias variadas na hora de gerar impulso para o veículo, porém a lógica é sempre a de transformar a energia elétrica em um fluxo de fluido acelerado através de um bocal de forma a consumir menos propelente, o que reduz o peso final do foguete (Goebel; Katz, 2008). Alguns dos tipos de propulsores elétricos descritos por Jahn (1968) são os arcojatos, que produzem um arco elétrico para ionizar um propelente gasoso, e os resistojetos, que aquecem o propelente através de uma placa com resistência elétrica.

2.2. CÂMARA DE COMBUSTÃO

2.2.1. Reação e determinação do equilíbrio químico

A combustão pode ser definida como um fenômeno de oxidação, que ocorre de maneira fugaz, onde espécies químicas interagem e liberam grande quantidade de energia sensível que possuíam contida na forma de energia química (Ragland; Bryden, 2011). Os efeitos térmicos e energéticos resultantes da combustão são responsáveis por liberar a energia contida nas ligações químicas dos propelentes, tornando o conhecimento da termodinâmica e do equilíbrio químico cruciais para o cálculo do desempenho de um sistema propulsivo (Hill; Peterson, 1992).

Diversos fatores influenciam o desempenho de uma reação de combustão, como a área superficial de contato entre os reagentes e a temperatura da própria reação química (Ragland; Bryden, 2011), além da proporção de combustível e oxidante no sistema e da pressão em que as reações químicas ocorrerão (Glassman; Yetter, 2008).

Para uma combustão idealizada sem variação de pressão e velocidade do escoamento, pode-se concluir que o calor gerado, representado por Q , é igual à variação da entalpia da reação, representada por ΔH , conforme apresentado pela Equação 1 (Glassman; Yetter, 2008).

$$Q = -\Delta H \quad (1)$$

Dessa forma, ao avaliarmos a variação da entalpia das espécies químicas da reação, na condição estequiométrica, é possível determinar a quantidade de energia liberada durante a combustão através da sua entalpia de formação.

Além disso, é importante definir também a condição de equilíbrio químico, considerando que as elevadas temperaturas são capazes de dissociar as moléculas. Para isso, utiliza-se a Equação 2, que combina a primeira e a segunda lei da termodinâmica, e o conceito da energia livre de Gibbs, apresentado na Equação 3 (Glassman; Yetter, 2008; Smith *et. al*, 2018).

$$dU = T dS - P dV \quad (2)$$

$$dG = - S dT + V dP \quad (3)$$

A Equação 2 demonstra que a variação na energia interna dU do sistema depende de um termo associado à transferência de calor, onde S representa a entropia e T a temperatura, e de um termo associado ao trabalho, onde P representa a pressão e V o volume (Smith *et. al.*, 2018). Dessa forma, é possível concluir que pode-se realizar trabalho através de sistemas fechados onde há uma reação exotérmica, além de ocorrer o aumento da energia interna.

A variação da energia livre de Gibbs (G), apresentada pela Equação 3, define o comportamento da reação de combustão. Para uma variação negativa da energia de Gibbs, o processo físico-químico avaliado é espontâneo, enquanto que para uma variação positiva, o processo necessita da adição de energia externa para ocorrer. O equilíbrio do fenômeno será atingido na condição de não variação da energia livre de Gibbs, ou seja, $dG = 0$ (Smith *et. al.*, 2018).

No caso de uma reação com N espécies químicas e J fases, a energia de Gibbs pode também ser representada pela somatória do potencial químico μ de cada espécie ponderada pela sua quantidade n em mols, conforme apresenta Souza *et al.* (2015) pela Equação 4.

$$G = \sum_{i=1}^J \sum_{j=1}^N \mu_{i,j} \cdot n_{i,j} \quad (4)$$

Esse potencial químico, para uma espécie na fase sólida ou líquida, caso dos propelentes químicos utilizados em foguetes, pode ser definido através da Equação 5, onde G^0 é a energia de Gibbs de formação da espécie, R_u é a constante universal dos gases, T é a temperatura e $\frac{f_{i,j}}{f_{i,j}^0}$ é um parâmetro de razão de fugacidade do elemento, com cálculo dependente de a espécie estar em fase condensada (Equação 6) ou gasosa (Equação 7), sendo que κ representa o coeficiente de atividade da espécie, x representa sua fração molar e ϕ sua fugacidade (Souza *et al.*, 2015).

$$\mu_{i,j} = G_{i,j}^0 + R_u \cdot T \cdot \ln\left(\frac{f_{i,j}}{f_{i,j}^0}\right) \quad (5)$$

$$\frac{f_{i,j}}{f_{i,j}^0} = \kappa_{i,j} \cdot x_{i,j} \quad (6)$$

$$\frac{f_{i,j}}{f_{i,j}^0} = \phi_{i,j} \cdot x_{i,j} \cdot P \quad (7)$$

Assim, com os dados fundamentais das espécies químicas envolvidas na reação e suas proporções, é possível calcular as condições para que G atinja o valor de mínimo e, conseqüentemente, sua derivada se iguale a 0, determinando assim as condições de equilíbrio do sistema (Souza *et al.*, 2015).

2.2.2. Volume da câmara de combustão

Conforme apresentado anteriormente, diversos são os fatores que influenciam o desempenho real de uma câmara de combustão. No caso de motores-foguete, ainda se deve lembrar que as propriedades termodinâmicas dos fluidos resultantes também serão variáveis, devido à elevada temperatura e pressão do sistema (Garg *et al.*, 2017).

Somado a esses fatores, deve-se garantir um tamanho de câmara suficiente para que ocorra uma queima completa dos propelentes durante a combustão, aproveitando completamente a capacidade energética do combustível. Assim, determina-se o parâmetro de comprimento característico de uma câmara de combustão definido pela Equação 8 (Khan; Qamar, 2019).

$$L^* = \frac{V_{ch}}{A^*} \quad (8)$$

Nessa equação, o comprimento característico da câmara de combustão L^* é definido como sendo a relação entre o volume da câmara de combustão V_{ch} e a área da garganta do bocal A^* . Em geral, a definição dessa dimensão está relacionada à análise histórica de comprimentos característicos conforme a combinação de propelentes que o veículo utiliza (Khan; Qamar, 2019), sendo esse um tamanho

aceitável para se considerar que ocorreu a combustão completa dos propelentes (Himpam, 1950). A Tabela 1 apresenta algumas das possíveis combinações de propelentes e valores aceitáveis para o comprimento característico de cada câmara de combustão.

Tabela 1 - Comprimento característico em função da combinação de propelentes

Combinação de propelentes	Comprimento característico L^* (m)
Peróxido de hidrogênio + RP-1	1,5 - 1,8
Oxigênio líquido + RP-1	1,02 - 1,27
Oxigênio líquido + hidrogênio líquido	0,76 - 1,02
Oxigênio líquido + amônia	0,76 - 1,02
Oxigênio líquido + álcool etílico	2,5 - 3

Fonte: adaptado de Khan e Qamar (2019, p. 2).

Utilizando da Tabela 1, é possível escolher arbitrariamente um comprimento característico de câmara para fazer uma estimativa inicial do volume necessário para a combustão, após já haver determinado a área da garganta do bocal. Caso seja uma combinação diferente de propelentes, pode-se estimar o comprimento específico como um valor entre 0,8 e 3 metros, conforme apresentado por Sutton e Biblarz (2017).

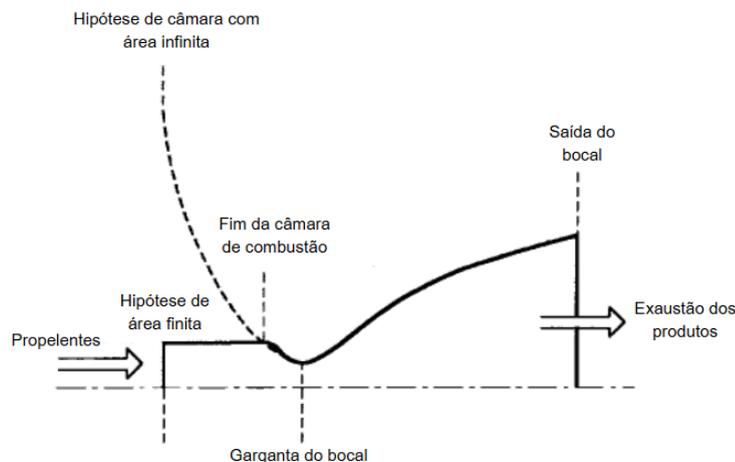
2.2.3. NASA CEA

Para facilitar os cálculos de equilíbrio químico, temperatura final dos gases da reação e demais parâmetros resultantes da combustão, a NASA desenvolveu uma ferramenta gratuita conhecida pelo nome de Chemical Equilibrium with Applications, ou apenas NASA CEA, com o objetivo de determinar de forma rápida e precisa o desempenho de diversas configurações de foguetes. Tendo em vista o dimensionamento inicial de um projeto conceitual, a aplicação dessa ferramenta pode garantir bons dados comparativos, o que será levado em conta neste trabalho.

No cálculo do equilíbrio químico, o software aplica o método de minimização de energia livre de Gibbs, apresentado no tópico anterior, graças a sua independência na hora de tratar diferentes espécies químicas, o que facilita a programação, além de utilizar um número de iterações equivalente à outros métodos, como o de constantes de equilíbrio (Gordon; McBride, 1994).

Como parâmetros de entrada à análise, seleciona-se o combustível e oxidante que serão utilizados, a pressão dentro da câmara de combustão e a razão entre oxidante e combustível O/F , além de determinar qual hipótese de área da câmara de combustão, se será considerada finita ou infinita (McBride; Gordon, 1996). A Figura 3 apresenta de forma visual a diferença entre cada uma das hipóteses, de forma que haja grande simplificação nos cálculos ao desconsiderar a influência do limite volumétrico da câmara na reação química (Gordon; McBride, 1994).

Figura 3 – Visualização das hipóteses de área finita e infinita



Fonte: adaptado de Gordon e McBride (1994, p. 25).

O *software* também utiliza as considerações de unidimensionalidade para as equações de conservação de massa (Equação 9), momento linear (Equação 10) e energia (Equação 11) simplificadas, velocidade nula na injeção dos propelentes, fluxo de massa constante (Equação 12), combustão completa de forma adiabática, mistura homogênea e gases ideais para a câmara de combustão (Gordon; McBride, 1994).

$$\rho_1 \cdot u_1 \cdot A_1 = \rho_2 \cdot u_2 \cdot A_2 \quad (9)$$

$$P_1 + \rho_1 \cdot u_1^2 = P_2 + \rho_2 \cdot u_2^2 \quad (10)$$

$$h_1 + \frac{u_1^2}{2} = h_2 + \frac{u_2^2}{2} \quad (11)$$

$$\dot{m} = \rho \cdot u \cdot A \quad (12)$$

Nessas equações, ρ representa a densidade, u a velocidade dos gases, A a área, P a pressão do fluido, h a entalpia da mistura e \dot{m} o fluxo de massa.

Após a utilização dos dados de entrada e hipóteses já apresentadas, a NASA CEA é capaz de calcular as condições de temperatura e composição dos produtos da câmara de combustão e, a partir disso, determinar as demais condições dos gases ao final da reação (Gordon; McBride, 1994).

2.3. ESCOAMENTO ATRAVÉS DE BOCAL

Para que um motor foguete tenha maior eficiência e maior ganho de velocidade através do impulso promovido pelo propulsor, é necessário que este ejele os gases com a maior velocidade possível, tendo em vista que a variação na velocidade Δv é diretamente proporcional à velocidade de saída dos gases u_e . A Equação 13, proveniente da simplificação da segunda lei de Newton e da equação da conservação da massa, foi inicialmente apresentada por Konstantin E. Tsiolkovsky em 1903 e demonstra a dependência entre as velocidades do veículo e dos gases de exaustão com a variação da massa do sistema, sendo m_f a massa final e m_0 a massa inicial (Mishra, 2017).

$$\Delta v = u_e \cdot \ln\left(\frac{m_0}{m_f}\right) \quad (13)$$

Assim, quanto maior a velocidade de exaustão, menos volume de propelentes o foguete precisará utilizar para atingir a variação de velocidade desejada. Portanto, o desenvolvimento de um bocal de saída adequado é crucial para garantir uma maior eficiência do veículo (Trumper; Behrouzi; McGuirk, 2018).

Um escoamento de gases em um bocal pode ser modelado através das equações de escoamentos compressíveis, onde a densidade do fluido é variável através de um fator de compressibilidade. No caso dos bocais de foguetes, a velocidade dos gases se inicia em um regime subsônico, atingindo o sônico na garganta e, em seguida, partindo para regimes supersônicos na região divergente (Anderson, 2003).

Após as hipóteses físicas de gás caloricamente perfeito e escoamento quasi-unidimensional isentrópico, onde as propriedades do fluido irão variar apenas em um eixo e sem levar em consideração a troca de calor do sistema e sua irreversibilidade, Anderson (2003) apresenta a Equação 14 da relação entre velocidade e área, onde M representa o número de Mach, que é a normalização da velocidade em função da velocidade do som.

$$\frac{dA}{A} = (M^2 - 1) \cdot \frac{du}{u} \quad (14)$$

Através da análise crítica da mesma, nota-se que para um escoamento subsônico ($M < 1$), uma diminuição da área do bocal causará aumento na velocidade de escoamento, enquanto que para um regime supersônico ($M > 1$) a relação será inversa. Assim, o projeto de um bocal para foguetes assume a forma convergente-divergente para promover velocidades de exaustão acima da velocidade do som, reduzindo a massa de combustível necessária para a missão.

Além disso, a Equação 14 pode ser trabalhada para se determinar a relação entre as áreas da garganta e da saída, já que o número de Mach na garganta será igual a 1 para os casos de escoamentos que atingem o sufocamento na região convergente do bocal. Assim, após integrar e desenvolver a Equação 14, chega-se à Equação 15, sendo γ a razão entre os calores específicos à pressão constante e a volume constante.

$$\left(\frac{A}{A^*}\right) = \frac{1}{M^2} \cdot \left[\frac{2}{\gamma+1} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} \cdot M^2 \right) \right]^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \quad (15)$$

Por fim, das hipóteses de isentropia e quasi-unidimensionalidade, Anderson (2003) também deduz as relações entre as condições de pressão, densidade e temperatura do escoamento em função de sua velocidade e das condições de estagnação, sendo essas um dado teórico de um fluido com o mesmo potencial energético mas sem escoamento, representadas pelo subíndice 0. Essas relações são apresentadas pelas equações 16, 17 e 18.

$$\frac{P_0}{P} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} \cdot M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (16)$$

$$\frac{\rho_0}{\rho} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} \cdot M^2 \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \quad (17)$$

$$\frac{T_0}{T} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} \cdot M^2 \right) \quad (18)$$

3. METODOLOGIA

Esse trabalho está inserido dentro da iniciativa de desenvolver um veículo de lançamento de CubeSats de baixo custo para a inserção em órbitas do tipo LEO. Tal como ocorre em outros veículos lançadores, o projeto desse veículo é dividido em múltiplos estágios para maximizar a performance alcançada. Assim, o último estágio será responsável por inserir o satélite na órbita desejada, o que exige o desenvolvimento de um propulsor específico para este projeto.

Dessa forma, este capítulo tem como foco apresentar os métodos que serão utilizados para uma avaliação crítica de qual modelo de propulsor será mais adequado para a missão entre as opções apresentadas no capítulo anterior e também os meios de dimensionar o motor-foguete escolhido utilizando-se da ferramenta NASA CEA e dos cálculos de bocal isentrópico para aproximar o seu desempenho.

Para os cálculos do sistema propulsivo, foi utilizada a lógica apresentada pelo fluxograma da Figura 4, de forma que este facilita o acompanhamento da metodologia e o entendimento dos resultados de todo o trabalho. Inicialmente, os dados estabelecidos anteriormente no projeto serão introduzidos como dados de entrada para a ferramenta NASA CEA, que irá calcular as condições da câmara de combustão, para então, através das relações isentrópicas, obterem-se os dados para o bocal do propulsor e, por fim, aplicar a equação de delta V para determinar o dimensionamento dos reservatórios de propelente.

Figura 4 – Fluxograma dos cálculos deste trabalho



Fonte: autoria própria (2024).

3.1. DEFINIÇÃO DO MODELO DE PROPULSOR

3.1.1. Definição da categoria de propulsor

No desenvolvimento de um sistema complexo, são definidos requisitos de missão e requisitos funcionais, entre outros. No contexto do veículo lançador citado anteriormente no início deste capítulo, os requisitos de carga paga e parâmetros orbitais foram definidos a partir de expectativas de *stakeholders*. Partindo desses parâmetros, o delta V de cada estágio foi calculado, sendo esses valores agora requisitos de performance para o projeto de cada estágio.

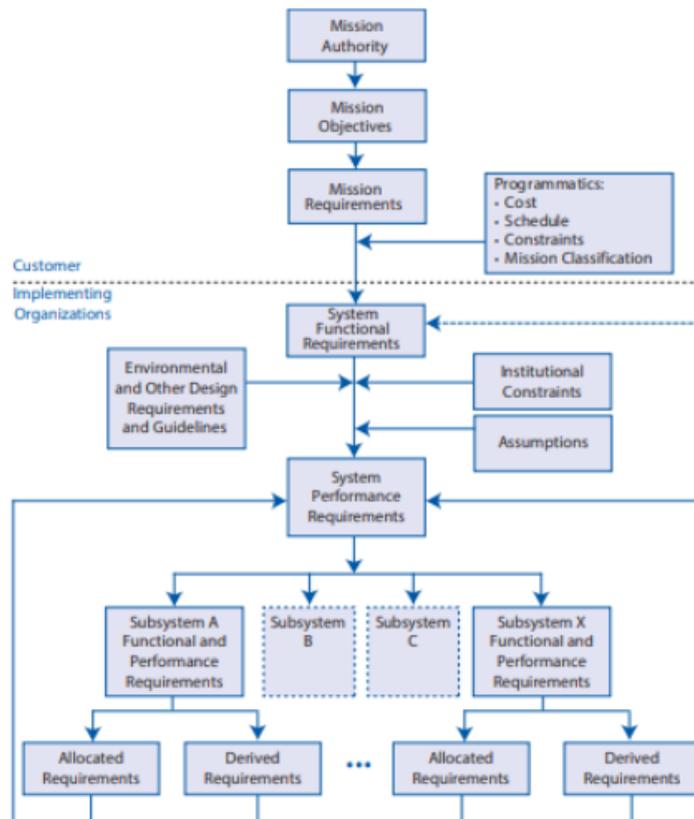
Conhecendo o delta V requerido de cada estágio, parte-se para o dimensionamento de seus subsistemas. Essa abordagem pode ser vista na Figura 5, que mostra como os requisitos partem dos níveis superiores até serem derivados para os subsistemas. No escopo deste trabalho, o Quadro 2 apresenta os requisitos derivados que serão utilizados no projeto do propulsor alimentado por gás pressurizado. Além disso, o quadro mostra também quais serão os resultados obtidos do projeto do subsistema propulsivo no final de seu dimensionamento.

Quadro 2 – Dados de entrada e saída deste trabalho

Dados de entrada	Dimensionamento do sistema propulsivo
Variação de velocidade da manobra de 2500 m/s	Temperatura da combustão
Massa vazia do estágio superior de 8,6 kg	Condições de estagnação do escoamento
Diâmetro de saída do bocal de 35 cm	Condições do escoamento no bocal
Vazão mássica dos propelentes de 1 kg/s	Área da garganta do bocal
Propelentes utilizados	Volume dos reservatórios
Razão de mistura O/F	Volume da câmara de combustão
Pressão na câmara de combustão	Comprimento do bocal

Fonte: autoria própria (2024).

Figura 5 – Fluxograma dos requisitos do projeto



Fonte: retirado da NASA (2007, p. 58).

A primeira etapa que deve ser realizada para o desenvolvimento deste projeto de um propulsor consiste na seleção de qual modelo de propulsor se adequa melhor aos objetivos da missão. Para isso, é necessário realizar uma avaliação crítica das capacidades de cada categoria de motor foguete e identificar quais os requisitos da etapa de voo na qual o propulsor será aplicado.

Com base em estimativas de variação de velocidade e peso vazio do foguete, uma avaliação comparativa aos dados históricos de missões similares será realizada. Dessa forma, a etapa de seleção da categoria de propulsor que será projetado para o estágio superior do foguete de pequeno porte será fundamentada em dados de outros veículos bem sucedidos, categorizando essa seleção como uma pesquisa bibliográfica.

3.1.2. Definição dos subsistemas do propulsor

Após a escolha do modelo de propulsor, será feita uma descrição dos subsistemas necessários para a sua construção e funcionamento adequado. Assim, com base na lógica de engenharia de sistemas descrita pela NASA (2007), será feito o design do sistema conforme os quatro tópicos apresentados pelo Quadro 3 de competências de Engenharia de Sistemas (SE).

Quadro 3 – Etapas do design de sistema

(continua)

Competência SE 1: definição e gestão das expectativas dos stakeholders	O processo envolve identificar stakeholders, definir casos de uso e cenários, estabelecer estratégias de suporte, criar Medidas de Eficácia (MOEs), validar expectativas e obter compromissos do cliente. Essas expectativas também são usadas para validar o produto final.
Competência SE 2: definição dos requisitos técnicos	O processo transforma expectativas dos stakeholders em requisitos técnicos mensuráveis, analisando o escopo, definindo restrições e requisitos de desempenho, estabelecendo Medidas de Desempenho (MOPs) para as MOEs e Medidas de Desempenho Técnico (TPMs) apropriadas.
Competência SE 3: decomposição lógica	O processo converte requisitos técnicos em modelos de decomposição lógica e seus requisitos derivados, analisando funções, tempo, comportamento, fluxo de dados e outros aspectos. Inclui alocação de requisitos, resolução de conflitos, definição da arquitetura do sistema para níveis de alocação e validação dos requisitos derivados

Quadro 3 – Etapas do design de sistema

(conclusão)

Competência SE 4: definição da solução de design	O processo transforma os modelos de decomposição e requisitos derivados em soluções de design, avaliando alternativas e selecionando a melhor opção que atenda aos requisitos técnicos. Cria-se um pacote técnico com a descrição completa do design, especificações para “fazer,” “comprar” ou “reutilizar,” e inicia-se o desenvolvimento ou aquisição dos produtos do sistema e de suporte.
---	--

Fonte: adaptado de NASA (2007, p. 14).

Para basear as decisões de projetos de subsistemas e cumprir com as quatro competências apresentadas no Quadro 3, a estratégia de pesquisa bibliográfica também será aplicada. Neste caso, o método será utilizado para avaliar as necessidades de todo o estágio superior do foguete, além de traçar cada sistema envolvido para realizar tais atividades para só então se aprofundar no escopo específico deste trabalho, que é o sistema propulsivo desse estágio do veículo.

3.2. DIMENSIONAMENTO DA CÂMARA DE COMBUSTÃO

Conforme apresentado anteriormente, para a simplificação do procedimento envolvido nos cálculos matemáticos da câmara de combustão, o software NASA CEA será utilizado para simular as condições dentro da câmara de combustão do propulsor. Ao inserir os dados de entrada de razão O/F , propelentes utilizados e pressão na câmara, o software utilizará o método de minimização de energia de Gibbs descrito anteriormente neste trabalho para obtenção do equilíbrio químico, temperatura da câmara e demais parâmetros da reação (McBride; Gordon, 1996).

Como o objetivo deste trabalho é dimensionar um propulsor para a missão, o uso da ferramenta NASA CEA possibilita o desenvolvimento de uma análise comparativa entre diferentes combinações e proporções de propelentes de forma ágil e capaz de construir uma grande base de dados para o projeto. Descrita por Saltelli *et al.* (2011), a metodologia de análise de sensibilidade consiste na variação dos parâmetros de entrada de um modelo para determinação da sua influência nos parâmetros de saída do mesmo.

Dessa forma, selecionou-se dois combustíveis e dois oxidantes, criando quatro combinações de propelentes, e uma bateria de testes variando a razão de mistura e também a pressão na câmara, que neste caso será considerada a pressão de injeção dos propelentes. A Tabela 2 apresenta os parâmetros utilizados para os testes realizados através da NASA CEA. As razões O/F e as pressões P_{ch} testadas são apresentadas com um passo para indicar os valores intermediários.

Tabela 2 - Dados de entrada das análises de câmara de combustão e bocal

Combustível	Oxidante	Intervalo de	Passo de	Intervalo de pressões	Passo de
		O/F	O/F	P_{ch} (bar)	P_{ch} (bar)
RP-1	O ₂ (L)	0,75 - 10	0,25	5 - 40	1
RP-1	H ₂ O ₂ (L)	0,75 - 10	0,25	5 - 40	1
CH ₄ (L)	O ₂ (L)	0,75 - 10	0,25	5 - 40	1
CH ₄ (L)	H ₂ O ₂ (L)	0,75 - 10	0,25	5 - 40	1

Fonte: autoria própria (2024).

O combustível RP-1, que é fabricado a partir do refino de querosene, foi selecionado considerando seu amplo uso em diversos foguetes, como nos foguetes Atlas, Thor, Titan-1 e Saturn V, enquanto que o metano foi escolhido por possuir melhor performance e características de combustão que o querosene. Já os oxidantes selecionados foram o oxigênio líquido, muito comumente utilizado no setor aeroespacial, e o peróxido de hidrogênio. Outro fator decisivo na análise desses propelentes específicos são suas temperaturas de condensação, pensando que o O₂ e o CH₄, mesmo possuindo grande desempenho, gerarão grandes custos e dificuldades logísticas ao projeto por exigirem temperaturas abaixo de 90,2 K e 111,6 K, respectivamente, para se manterem líquidos, enquanto que o H₂O₂ e o RP-1 possuem temperaturas de condensação de 414,3 K e 450 K, ou seja, se mantêm como líquidos à temperatura ambiente (Forbes; Splinter, 2003).

Por fim, os resultados de temperatura e densidade obtidos através da NASA CEA serão considerados parâmetros de estagnação dos gases de combustão, aproximando a combustão como uma reação sem velocidade de escoamento. Além

disso, o valor do coeficiente de expansão adiabática γ calculado pela ferramenta será considerado constante para todo o escoamento no bocal.

3.3. DIMENSIONAMENTO DO BOCAL

Após a utilização do software NASA CEA para a obtenção dos dados na câmara de combustão do propulsor, os cálculos das condições do escoamento na garganta do bocal serão realizados considerando-se um escoamento isentrópico, ou seja, reversível e sem troca de calor. Através das Equações 16, 17 e 18, apresentadas no capítulo anterior, e considerando que o número de Mach do escoamento será um, facilmente obtêm-se os parâmetros de temperatura, pressão e densidade do escoamento na condição de estrangulamento na garganta.

Para o dimensionamento da condição final do escoamento no bocal, é necessário a delimitação de mais dados de entrada que permitam o cálculo da razão $\frac{A_e}{A^*}$, de forma a determinar a velocidade do escoamento na saída do bocal e aplicar as relações isentrópicas para obter os demais parâmetros. Com os dados considerados para o projeto durante a sua fase inicial, apresentados na Tabela 3, é possível utilizar a relação apresentada na Equação 12 para determinação da área máxima da garganta do bocal que garanta o sufocamento do escoamento, sabendo que a velocidade na garganta será igual a do som e que R é a constante do gás ideal escoando no bocal.

$$A^* = \frac{\dot{m}}{\rho} \cdot \left(\gamma \cdot \frac{P^*}{\rho} \right)^{-\frac{1}{2}} \quad (19)$$

Tabela 3 - Considerações de dimensionamento do projeto

Considerações de projeto	Valor (unidade)
Diâmetro de saída do bocal	0,35 (m)
Varição da velocidade necessária para a manobra	2500 (m/s)
Fluxo de massa de propelentes	1 (kg/s)

Fonte: autoria própria (2024).

Com os valores de A^* e A_e definidos, aplica-se a Equação 15 para definir a velocidade do escoamento e , por consequência das relações isentrópicas, obter os demais dados característicos. Entretanto, para o cálculo do impulso específico e , consequentemente, desempenho do propulsor, utilizou-se um fator de correção λ para considerar apenas a velocidade no eixo de atuação do motor, tendo em vista que o bocal possui uma angulação na saída que acaba eliminando os gases levemente inclinados em relação à direção do movimento (Sutton; Biblarz, 2017).

Para isso, utilizou-se um bocal com contorno de sino, de forma a reduzir o comprimento total do bocal cônico em 60% sem um grande comprometimento na eficiência. Observando que neste projeto as relações $\frac{A_e}{A^*}$ calculadas sempre são maiores do que 25 e que o fator de correção apenas melhora com o crescimento dessa razão de áreas, considerou-se então um ajuste de $\lambda = 0,968$, que é o valor relativo a $\frac{A_e}{A^*} = 25$ (Sutton; Biblarz, 2017).

3.4. CÁLCULO DO DESEMPENHO DO PROPULSOR

Os parâmetros que serão considerados indicadores do desempenho do propulsor durante a seleção da solução ideal para a missão dada serão o impulso específico I_{sp} , obtido através da Equação 20, e razão entre a massa de propelentes e a massa ao final da manobra do foguete, obtidas através da simplificação da Equação 13, apresentada abaixo como Equação 21 (Sutton; Biblarz, 2017).

$$I_{sp} = \frac{u_e}{g_0} \quad (20)$$

$$\frac{m_{prop}}{m_f} = e^{\frac{\Delta v}{u_e}} - 1 \quad (21)$$

Nessas equações, as variáveis g_0 , m_f e m_{prop} representam, respectivamente, a aceleração gravitacional da Terra, de aproximadamente 9,8066 m/s² (Sutton;

Biblarz, 2017), a massa do foguete ao final da manobra e a massa somada de oxidante e combustível.

Para a seleção da melhor configuração entre todas as avaliadas no escopo deste trabalho, foi levada em consideração a preferência pelos propelentes líquidos à temperatura ambiente, buscando a menor fração $\frac{m_{prop}}{m_f}$, que está diretamente associada à obtenção do maior impulso específico. Entretanto, caso o desempenho dos propelentes criogênicos seja uma ordem de grandeza superior ao dos líquidos, será necessária uma avaliação crítica de custos de projeto associados a esses propelentes para enfim definir o melhor dimensionamento do propulsor.

Após a determinação da combinação de propelentes e sua fração com base nos indicadores de desempenho e na avaliação crítica dos custos associados aos mesmos, serão realizados os cálculos de dimensionamento dos volumes de cada um dos reservatórios e da câmara de combustão. Os resultados de volume necessário para os reservatórios será apresentado em função da massa do foguete após a manobra m_f , tendo em vista que não há uma estimativa desse parâmetro para este trabalho.

Com o valor de O/F determinado e com a proporção de massa de propelente em função da massa final do estágio, pode-se aplicar a relação apresentada na Equação 22 para determinar a massa de oxidante m_{oxi} em função da massa m_f e, conseqüentemente encontrar a massa de combustível m_{comb} ao subtrair a massa de oxidantes do total de propelentes.

$$m_{oxi} = \frac{O/F}{1+O/F} \cdot \frac{m_{prop}}{m_f} \cdot m_f \quad (22)$$

Utilizando os valores de densidade para o oxidante e combustível, determina-se o volume necessário para cada um dos reservatórios. Enquanto isso, para obtenção de um resultado satisfatório de volume do tanque de nitrogênio que pressuriza os propelentes, será utilizado um valor dentro da faixa de 6,9 MPa a 69 MPa definida por Sutton e Biblarz (2017), tendo sido escolhido o caso extremo de 6,9 MPa, ou 69 bar, que ainda é superior à maior pressão de câmara de combustão avaliada neste trabalho.

Considerando que, ao final da reação, ambos os reservatórios de propelentes estarão completamente cheios de gás nitrogênio a uma pressão igual à pressão da câmara de combustão, é possível realizar o cálculo do volume através da relação de gases ideais à temperatura constante, no formato apresentado pela Equação 23, onde V_{N_2} representa o volume do reservatório de nitrogênio e V_{oxi} e V_{comb} são os volumes dos reservatórios de oxidante e combustível, respectivamente.

$$V_{N_2} = \frac{P_{ch} \cdot (V_{oxi} + V_{comb})}{69 - P_{ch}} \quad (23)$$

Com a seleção do modelo que apresentar o menor volume total de reservatórios de propelente e gás inerte, será feita a última etapa deste projeto, utilizando a relação do comprimento característico da Equação 8 para determinar o volume aproximado da câmara de combustão. Em seguida, a Equação 24, proveniente da trigonometria de um bocal cônico de 15° e da seleção de um bocal em forma de sino que possua 60% do comprimento deste cone, é aplicada para calcular L_{bell} , que indica o comprimento do bocal desde a sua garganta até a saída, conforme definido por Sutton e Biblarz (2017).

$$L_{bell} = \frac{0,6}{\tan(15^\circ)} \cdot \frac{\sqrt{A_e} - \sqrt{A^*}}{\sqrt{\pi}} \quad (24)$$

4. APRESENTAÇÃO E ANÁLISE DOS DADOS

Tendo em vista uma solução de custo reduzido para inserção de CubeSats em órbitas LEO, um projeto de foguete é desenvolvido de forma a possuir uma pequena carga paga. O estágio superior deste veículo possui a missão de executar manobras com precisão para direcionar os satélites de forma adequada em suas trajetórias orbitais finais.

Assim, um projeto conceitual de dimensionamento do sistema propulsivo é crucial para traçar a solução mais otimizada e eficiente. Portanto, este capítulo apresenta os dados obtidos durante as análises propostas conforme a metodologia apresentada e avalia-os de forma crítica e comparativa.

4.1. DESENVOLVIMENTO DO PROJETO CONCEITUAL DO MOTOR

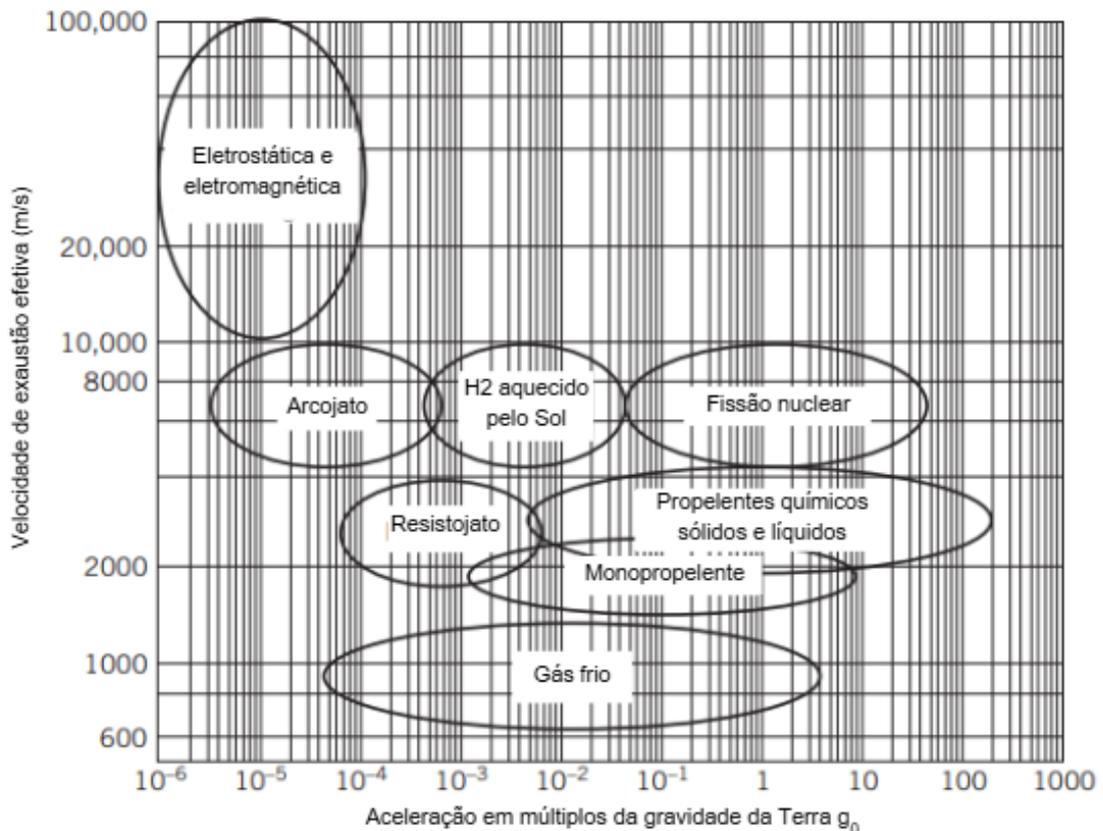
4.1.1. Seleção da categoria de propulsor

Para a definição da categoria de propulsor que será selecionado para o dimensionamento posterior, é necessário realizar uma avaliação crítica das necessidades básicas da missão e compará-las com as capacidades históricas de diferentes tipos de propulsores. Conforme apresentado por Sutton e Biblarz (2017), as missões de inserção de objetos em órbitas LEO demandam um elevado empuxo em um intervalo curto de tempo, de forma que garantam uma aceleração elevada o suficiente para vencer a força gravitacional e garantir uma variação quase instantânea de velocidade.

Os propulsores sólidos e líquidos são capazes de fornecer um elevado empuxo durante seu uso, sendo essa uma de suas vantagens, enquanto que os propelentes elétricos podem possuir uma elevada vida útil, excelente para missões espaciais em espaço profundo com pequena influência gravitacional e com a necessidade de grandes impulsos específicos. Entretanto, uma das grandes desvantagens dos propelentes sólidos em relação às demais soluções é a sua incapacidade de funcionar com o processo de múltiplas queimas ao longo da missão (Janovsky *et al.*, 2002; Sutton; Biblarz, 2017).

O gráfico apresentado na Figura 6 ilustra a relação entre a velocidade dos gases de exaustão do veículo, que estão ligados diretamente ao impulso específico conforme apresentado na Equação 20, e a aceleração que cada propulsor é capaz de proporcionar. Vale ressaltar que a fissão nuclear está neste gráfico como um parâmetro comparativo e que esses dados consideram o veículo sem carga-útil.

Figura 6 – Comparação do desempenho de diferentes categorias de propulsores



Fonte: adaptado de Sutton e Biblarz (2017, p. 39).

Como é possível observar, os veículos capazes de proporcionar uma maior aceleração entre as opções avaliadas são baseados em propelentes químicos, o que garante uma seleção segura dessa categoria de propulsores para o projeto deste trabalho. Entre as opções de propelentes químicos avaliadas, a opção de propelente líquido se torna a mais adaptável para a realização das manobras orbitais desejadas, tendo em vista sua capacidade de múltiplas queimas e sua elevada confiabilidade (Sutton; Biblarz, 2017).

Definido o modelo de motor-foguete como um propulsor químico de propelentes líquidos, surge a necessidade da escolha do sistema de alimentação do combustível e oxidante na câmara de combustão. Para essa seleção, é importante considerar os custos e tamanho do estágio superior do veículo que está sendo avaliado, de forma que a complexidade e porte do sistema de alimentação sejam compatíveis com os objetivos da missão.

Conforme já apresentado neste trabalho, existem três principais maneiras de realizar a alimentação do propelente líquido na câmara de combustão do foguete, sendo essas através de um sistema de gás pressurizado, de um sistema com bombas elétricas ou ainda por um sistema com turbobombas, esquematizados na Figura 2. Segundo a NASA (1975), o sistema alimentado por gás pressurizado possui a vantagem em aplicações para foguetes de baixa pressão e com pequena quantidade de combustível, como exemplo do motor Agena, que foi utilizado em mais de 330 lançamentos com confiabilidade acima de 92% (DeBrock; Rudey, 1974). Entretanto, essa solução torna-se inviável em motores de grande porte, como o caso do motor Merlin dos foguetes Falcon 9 e Falcon Heavy, que utiliza o sistema de turbobombas para pressurizar e injetar os propelentes na câmara de combustão (SpaceX, 2021).

Lembrando que este trabalho visa o desenvolvimento de um propulsor com baixa complexidade e custo ao mesmo tempo que possua grande confiabilidade, um sistema de alimentação através de gás pressurizado é selecionado, considerando que será necessário pouco combustível para fornecer o empuxo adequado à carga paga de um CubeSat para colocá-lo em uma órbita LEO.

4.1.2. Design do sistema propulsivo

Através dos conceitos de Engenharia de Sistemas previamente apresentados neste trabalho, torna-se possível desenvolver o projeto inicial de design do sistema propulsivo conforme as quatro etapas de engenharia de sistemas apresentadas pela NASA (2007). Para isso, os objetivos da missão devem ser apresentados e estudados para que, em seguida, definam-se cada um dos sistemas do estágio superior do foguete de forma detalhada e objetiva, pontuando os componentes adequados e fluxo dos dados da missão (NASA, 2007).

4.1.2.1. Definição e gestão das expectativas dos stakeholders

Segundo Freeman e McVea (2001), *stakeholder* é definido como um indivíduo ou grupo que afeta ou pode ser afetado pelas conquistas dos objetivos de uma organização. Através da compreensão deste conceito, é importante compreender quais os possíveis stakeholders que afetam ou são diretamente afetados pelas decisões do projeto do foguete apresentado neste trabalho.

Considerando que o objetivo do projeto é desenvolver um veículo de baixo custo para lançar CubeSats em órbitas LEO, é evidente que empresas, universidades e até mesmo instituições governamentais que estudam ou produzem CubeSats são os mais importantes *stakeholders*. Com um projeto de foguete bem estruturado e confiável ficará mais barato para os *stakeholders* lançarem seus satélites e realizarem seus serviços, sejam eles comerciais ou informacionais.

Para esses *stakeholders*, o maior interesse está em um projeto com o menor custo possível de implementação e que ainda assim seja confiável e altamente adaptável. O foguete de escala reduzida garante a elevada adaptabilidade da missão, podendo posicionar o CubeSat em uma órbita LEO exclusiva para o objetivo do *stakeholder*, além de que a seleção da categoria de sistema propulsivo líquido alimentado por pressão eleva a confiabilidade e reduz os custos associados ao motor.

Algumas MOEs que podem ser consideradas para o sistema propulsivo estão relacionadas à sua capacidade de gerar empuxo. Dessa forma, optou-se neste trabalho pela seleção do I_{sp} como parâmetro para determinação da eficácia do sistema, sendo que seu valor mínimo para este projeto deverá ser de 200 segundos, que é também o menor valor indicado por Sutton e Biblarz (2017) para propulsores químicos de propelente líquido. Esse impulso específico condiz com a mínima velocidade de exaustão de gases apresentada anteriormente no gráfico da Figura 6.

4.1.2.2. Definição dos requisitos técnicos

Nesta etapa, o design do projeto deve ganhar formas de ser avaliado através de parâmetros objetivos e técnicos que sejam mensuráveis. Esses parâmetros são

conhecidos como MOPs e, neste trabalho, estarão alinhados com as competências específicas do subsistema propulsivo.

Portanto, duas formas de se avaliar criticamente o desempenho do propulsor serão através do seu aproveitamento de propelente, que será medido através da razão $\frac{m_{prop}}{m_f}$, e também de seu volume total dos reservatórios de propelente e gás inerte. O objetivo do projeto será atingir a minimização de ambos os parâmetros desde que os demais requisitos de projeto sejam atendidos, de forma que o foguete utilize o mínimo de propelente possível e que exija o menor volume de câmara, associado a um menor peso total.

4.1.2.3. Decomposição lógica

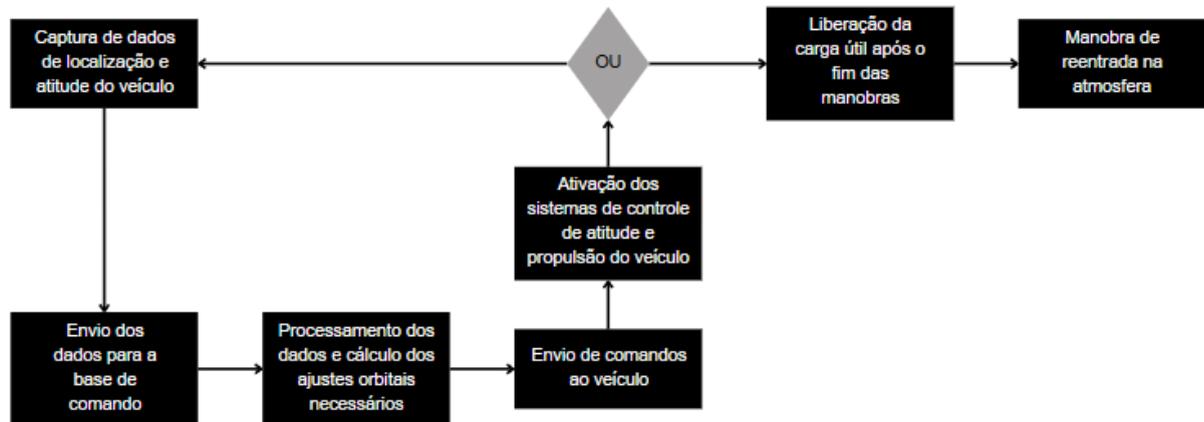
A etapa de decomposição lógica busca determinar um escopo geral das atividades e determinar quando e como se realizarão, decompondo a missão do foguete como um todo em pequenos objetivos específicos, tornando capaz uma visão macro do projeto para definir cada um dos subsistemas. Neste trabalho, será levado em consideração apenas o estágio superior do foguete para a realização das etapas de decomposição lógica e definição da solução de design, para que depois aprofundem-se apenas as atividades do sistema propulsivo.

O Quadro 4 destaca as principais funções que o estágio superior do foguete deve realizar na missão e as fases da missão que cada atividade deve ser realizada. Além disso, a Figura 7 apresenta um modelo esquemático do fluxo dos dados da missão do ponto de vista do sistema propulsivo e de ajuste orbital, iniciando no quadrado superior esquerdo e seguindo a ordem das setas.

Quadro 4 – Decomposição das atividades do estágio superior do foguete

Função	Fase de ativação
Gerar empuxo para ajuste orbital	Após desacoplamento do estágio
Determinar e controlar localização e atitude	Toda a missão
Resistir às cargas do envelope de voo	Toda a missão
Fornecer energia para os sistemas	Toda a missão
Comunicação com a base	Toda a missão
Desacoplamento da carga útil	Após manobras de ajuste orbital

Figura 7 – Fluxo de dados do sistema propulsivo



Fonte: autoria própria (2024).

4.1.2.4. Definição da solução de design

Após a delimitação de cada uma das funções que o estágio superior do foguete deve desempenhar durante o voo, torna-se necessária a designação de múltiplos sistemas capazes de cumprir com as atividades apresentadas no Quadro 4. Baseado nas definições apresentadas por Wijker (2008), é possível traçar as responsabilidades de cada um dos sistemas do veículo lançador para o cumprimento adequado dos requisitos da missão. O Quadro 5 apresenta de forma simplificada a função e alguns componentes coerentes para o funcionamento adequado de cada um dos sistemas, enquanto que a Figura 8 esquematiza o sistema propulsivo de forma resumida, foco deste trabalho, baseado no sistema alimentado por pressão apresentado por Nye e Moorman (1968).

Quadro 5 – Solução de design de cada sistema do estágio superior do veículo

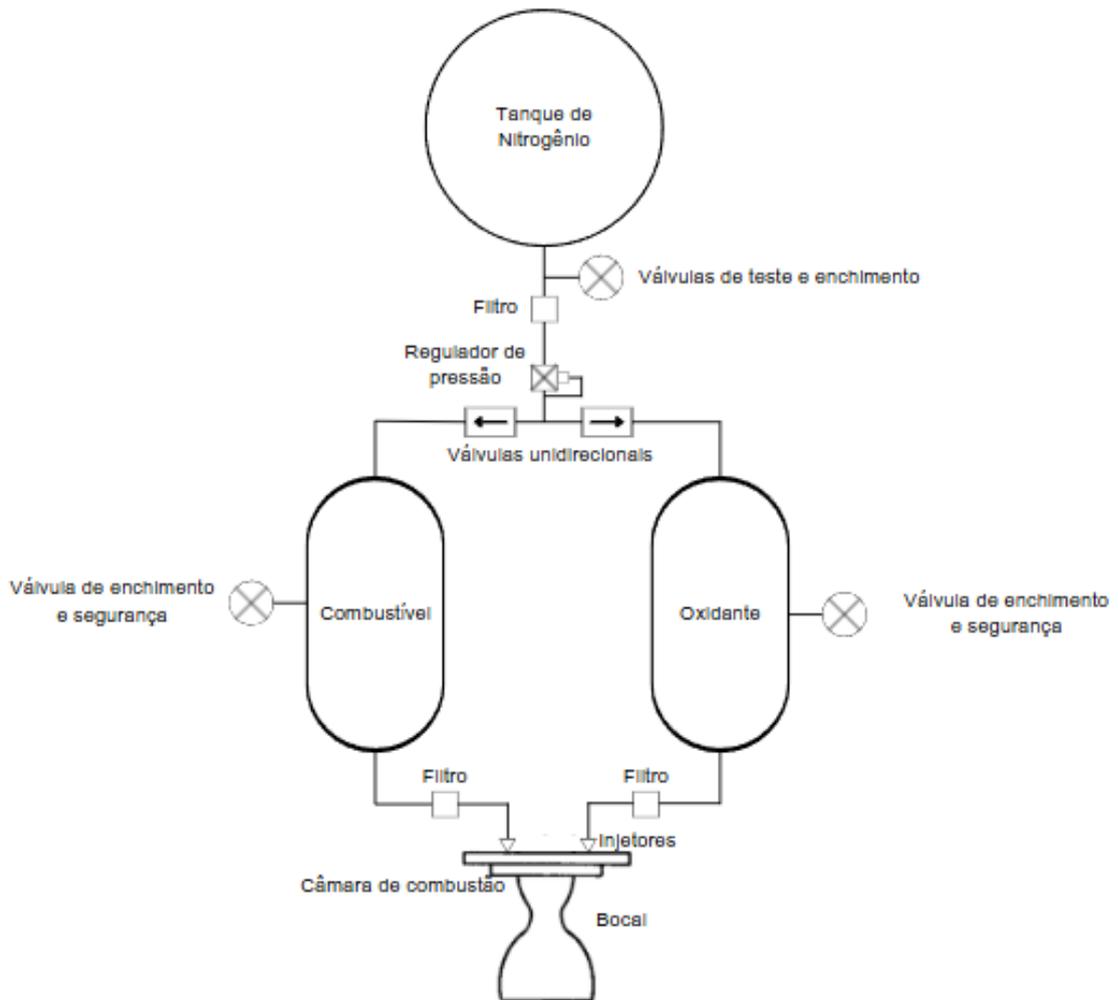
(continua)

Sistema	Função	Fluxo de dados
Controle de atitude	Determinar e orientar o foguete	<ul style="list-style-type: none"> - Sensores (sensor solar, sensor de horizonte, giroscópio, GPS, entre outros); - Sistema de telecomunicação; - Reservatório de gás frio; - Motores de controle de reação.

Quadro 5 – Solução de design de cada sistema do estágio superior do veículo
(conclusão)

Sistema	Função	Fluxo de dados
Estrutural	Resistir às cargas do envelope de voo	<ul style="list-style-type: none"> - Fuselagem cilíndrica em liga de alumínio ou similar; - Rebites; - Vigas estruturais e painéis; - Coifa ejetável.
Energia	Fornecer energia para os demais sistemas	<ul style="list-style-type: none"> - Baterias carregáveis; - Cabos para conexão com demais sistemas;
Telecomunicações	Garantir envio e recebimento de dados com a base terrestre	<ul style="list-style-type: none"> - Conexões com os sensores do veículo; - Computador de bordo para armazenamento temporário e processamento de dados; - Antena transmissora e receptora de ondas eletromagnéticas; - Computador de bordo para processamento e realização dos comandos da base; - Componentes de controle para cada um dos sistemas que necessitam.
Desacoplamento	Permitir separação dos estágios e a liberação da carga-útil	<ul style="list-style-type: none"> - Sistema de telecomunicações recebe e envia o sinal para separação de estágios; - Detonador elétrico; - Separação estilo ridge-cut para uso de menos explosivos; - Sistema de telecomunicações recebe e envia o sinal para liberação da carga; - Liberação da trava para acionamento de trilho com molas; - Liberação do CubeSat.
Refrigeração	Garantir que não ocorra superaquecimento	<ul style="list-style-type: none"> - Radiadores passivos feitos com liga de nióbio ou similar; - Caso necessário, utilização de propelente ao lado externo da câmara de combustão e bocal como trocador de calor.
Propulsão	Gerar empuxo para o ajuste orbital	<ul style="list-style-type: none"> - Reservatório de gás inerte pressurizado; - Reservatórios de propelente; - Válvulas injetoras; - Câmara de combustão; - Bocal de saída.

Figura 8 – Solução de design simplificada do sistema propulsivo



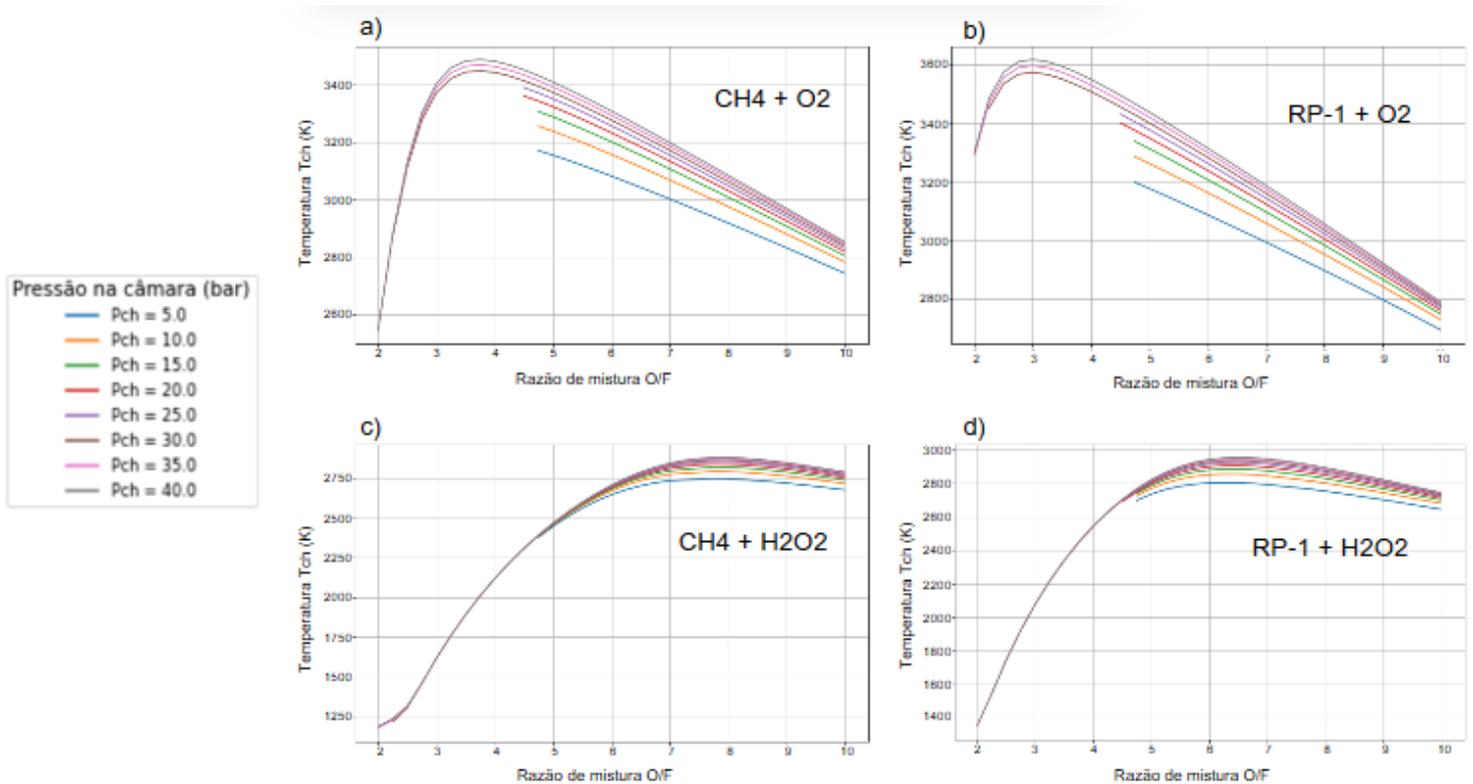
Fonte: autoria própria (2024).

4.2. ANÁLISE DA CÂMARA DE COMBUSTÃO

Conforme apresentado anteriormente neste trabalho, a análise da câmara de combustão foi realizada através da ferramenta NASA CEA, de forma a tornar possível uma avaliação comparativa entre 4 diferentes combinações de propelentes em uma grande faixa de razões de mistura e pressões na câmara de combustão. Após a inserção dos diversos dados de entrada apresentados na Tabela 2, foi possível a extração dos resultados que serão considerados como parâmetros de estagnação do foguete na entrada do bocal. A Figura 9 apresenta os gráficos que relacionam a temperatura de chama com a pressão na câmara de combustão e a

relação entre oxidante e combustível para cada uma das combinações de propelentes avaliadas nesse projeto.

Figura 9 – Gráfico da temperatura na câmara de combustão em função da razão de mistura para os propelentes $\text{CH}_4 + \text{O}_2$ (a), $\text{RP-1} + \text{O}_2$ (b), $\text{CH}_4 + \text{H}_2\text{O}_2$ (c) e $\text{RP-1} + \text{H}_2\text{O}_2$ (d)



Fonte: autoria própria (2024).

Para a construção desses gráficos apresentados na Figura 9, foram filtrados apenas uma parcela dos dados obtidos nas análises realizadas através da NASA CEA, considerando apenas os valores de pressão apresentados na legenda à esquerda. Além disso, foram eliminados os casos onde não se pôde assumir valores de γ constantes durante o escoamento no bocal. Essa avaliação deu-se através da comparação dos resultados calculados de temperatura, pressão e densidade na garganta considerando γ constante com os valores obtidos para a garganta através da simulação da NASA CEA, desconsiderando qualquer erro acima de 3%.

Ao avaliar comparativamente os resultados de temperatura de chama variando apenas o combustível, percebe-se que o propelente RP-1, a base de

querosene, atinge temperaturas até 100 K maiores que o CH_4 , entretanto exigindo uma fração maior de combustível para atingir o pico de seu desempenho. Ao comparar os resultados obtidos nesta análise com os valores de temperatura de chama adiabática para o metano e para o querosene, nota-se uma diferença similar de temperaturas (Fristrom, 1995).

Ao comparar ambos os oxidantes, percebe-se que o desempenho do oxigênio puro será elevado em relação ao do peróxido de hidrogênio, atingindo temperaturas de chama máxima aproximadamente 600 K maiores. Isso se deve ao fato de o oxigênio atuar diretamente na reação de combustão, enquanto que o peróxido de hidrogênio precisará primeiro se decompor em oxigênio e hidrogênio, o que faz a entalpia da reação ser menor em comparação com o outro oxidante (Turns, 2012).

Além disso, é possível observar que a relação entre oxidante e combustível deve ser maior quando se utiliza H_2O_2 para obtenção de resultados otimizados no propulsor, tendo os picos de temperatura de chama nos valores de O/F entre 6 e 8, enquanto que no O_2 essa faixa fica entre 2 e 4. Estes resultados da simulação são validados através da comparação com foguetes reais que utilizam esses oxidantes, como o caso do segundo estágio do Zenit, que utiliza uma combinação de querosene e oxigênio na razão de mistura de 2,6, ou então com o valor teórico de $O/F = 7$ para a combinação RP-1 e H_2O_2 (90%) (Sutton; Biblarz, 2017).

4.3. ANÁLISE DO BOCAL

4.3.1. Filtragem dos resultados calculados através da NASA CEA

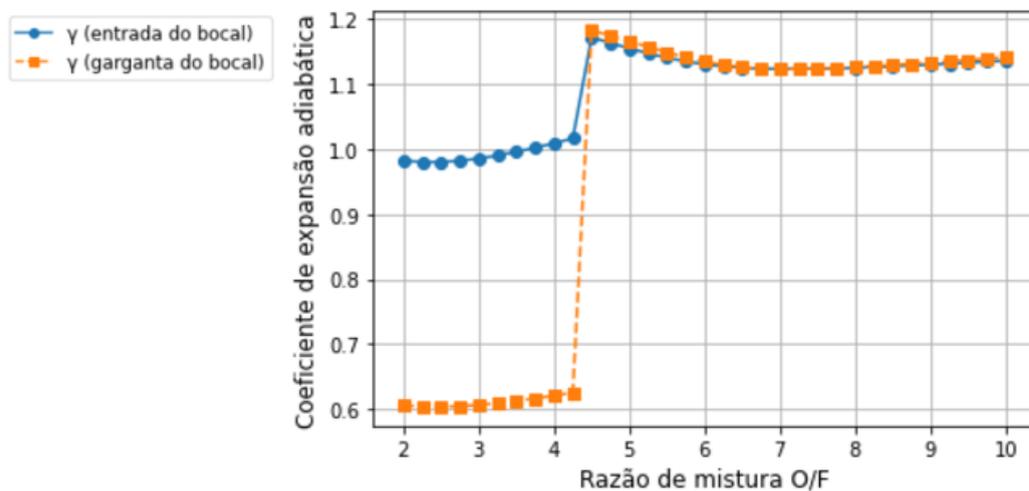
Após a obtenção da temperatura, pressão e coeficiente de expansão adiabática para cada um dos casos descritos na Tabela 2, foi necessário o desenvolvimento de uma planilha de cálculos automatizados que aplicasse as relações isentrópicas apresentadas nas Equações 16, 17 e 18 para determinação das condições do escoamento na garganta do bocal.

Através dos parâmetros T^* , P^* e ρ^* calculados, realizou-se a comparação com os dados de temperatura, pressão e densidade na garganta do bocal obtidos através da NASA CEA, que considera o coeficiente de expansão adiabática variável. Dessa forma, filtram-se apenas os casos em que a condição de γ ser constante em todo o

escoamento é uma aproximação plausível e que as condições da câmara de combustão simulada se adequem com a realidade.

A Figura 10 apresenta as diferenças dos resultados obtidos para o coeficiente de expansão adiabática na entrada e na garganta do bocal ao se utilizar a ferramenta NASA CEA para a combinação de RP-1 e H_2O_2 com pressão igual a 25 bar, sendo esse um dos casos avaliados neste trabalho onde uma parte dos dados necessitou ser filtrada.

Figura 10 – Gráfico do coeficiente de expansão adiabática calculado pela NASA CEA para RP-1 e H_2O_2 em pressão de 25 bar



Fonte: autoria própria (2024).

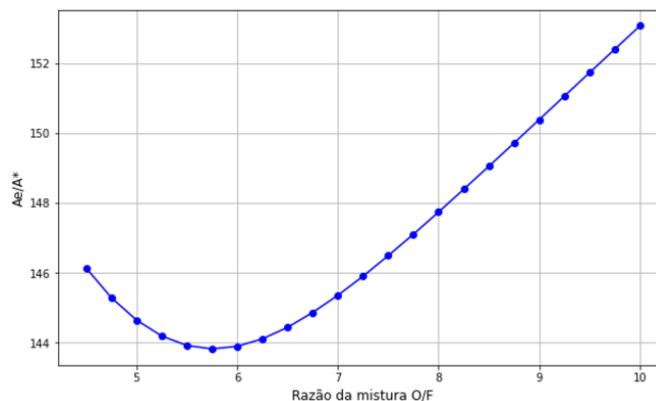
Neste exemplo apresentado, fica nítida a diferença entre as condições do coeficiente de expansão adiabática na garganta e entrada do bocal para as razões de mistura menores ou iguais a 4,25. Ou seja, para a consideração de γ constante no escoamento, apenas os valores de razão de mistura maiores ou iguais a 4,5 foram utilizados para este caso. Essa análise estendeu-se para todos os demais através da diferença percentual entre as condições na garganta calculadas e as obtidas pela NASA CEA, limitando esse a valores menores que 3% para garantir assertividade nas conclusões deste trabalho.

4.3.2. Dimensionamento do bocal

Após o cálculo de todas as condições do escoamento na garganta do bocal através das relações isentrópicas e selecionando apenas os casos onde é justificável assumir valores constantes para o coeficiente de expansão adiabática, ainda resta a determinação da área da garganta do bocal e o cálculo da velocidade do escoamento na saída do mesmo, para enfim utilizar as relações isentrópicas para definir os parâmetros de exaustão do bocal. Para determinar o valor de A^* , utiliza-se a Equação 19 assumindo os valores apresentados na Tabela 3, ambos apresentados no tópico 3.3 deste trabalho, juntamente com os valores calculados de P^* , ρ^* e γ .

Em seguida, é possível utilizar os valores calculados da área na garganta e o diâmetro da saída do bocal, que é um parâmetro de entrada do projeto, para calcular a relação entre as áreas $\frac{A_e}{A^*}$. O gráfico da Figura 11 apresenta os valores da razão de áreas para o mesmo caso apresentado no tópico anterior, da combinação de propelentes RP-1 e H_2O_2 a uma pressão de 25 bar.

Figura 11 – Gráfico da razão entre as áreas do bocal para RP-1 e H_2O_2 em pressão de 25 bar



Fonte: autoria própria (2024).

Conforme a consideração de uma área de saída do bocal igual para todos os casos, pode-se deduzir que os menores valores de $\frac{A_e}{A^*}$ estão diretamente associados a maiores valores de área na garganta do bocal. Como é possível notar comparando

as Figuras 8 e 10, a mesma faixa de razões de mistura onde há maiores temperaturas de combustão, há também uma maior área de garganta, o que é o esperado tendo em vista que, quanto maior a energia inicial do escoamento, menor é o fator de compressão necessário para atingir velocidades sônicas (Anderson, 2001).

Com a razão das áreas do bocal, utiliza-se a Equação 15 para a determinação do valor de M_e , definindo assim todas as demais condições do escoamento na saída do bocal. Para a realização desse cálculo, será necessário a utilização de algum método numérico, tendo em vista que a Equação 15 é uma equação onde é impossível isolar a variável M_e . Para isso, desenvolveu-se um programa para calcular os valores de M_e através da linguagem de programação python, utilizando o método da bisseção na Equação 25, proveniente da manipulação da Equação 15, com erro máximo de 10^{-7} .

$$M_e - \sqrt{\frac{1}{\left(\frac{A_e}{A^*}\right)^2} \cdot \left(\frac{2}{\gamma+1} \cdot \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} \cdot M_e^2\right)\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} = 0 \quad (25)$$

A partir do valor de M_e , calculam-se os parâmetros de temperatura, pressão e densidade do escoamento na saída do bocal através das relações isentrópicas, além de também determinar a velocidade de exaustão dos gases partindo da relação entre a velocidade de um escoamento com a sua densidade, vazão mássica e área da seção transversal, apresentada na Equação 12. Aplicando a relação de gases ideais, a fórmula pode ser escrita no formato da Equação 26, apresentada abaixo.

$$u_e = \frac{\dot{m}}{\rho_e \cdot A_e} \quad (26)$$

Por fim, aplica-se o fator de correção considerado de $\lambda = 0,968$, relativo ao bocal com formato de sino e razão $\frac{A_e}{A^*} = 25$, apresentado por Sutton e Biblarz (2017), sendo este um valor menor do que o pior caso calculado neste trabalho, de forma a garantir uma margem maior de segurança. Assim, a velocidade do

escoamento que realmente afetará os resultados de desempenho será definida como u_x , calculada pela Equação 27.

$$u_x = u_e \cdot \lambda \quad (27)$$

4.4. ANÁLISE DO DESEMPENHO DO PROPULSOR

4.4.1. Avaliação dos parâmetros de desempenho

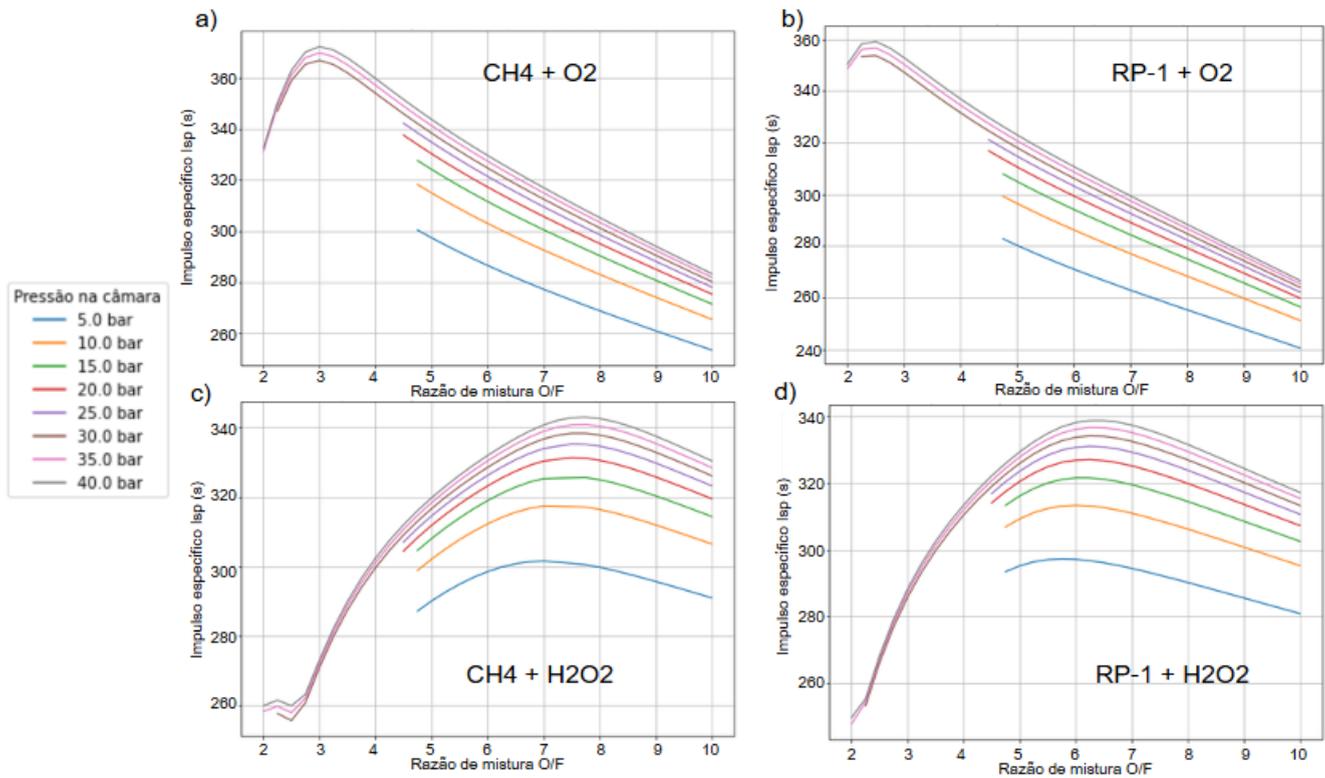
Conforme descrito na seção 3.4, a avaliação crítica do desempenho de cada um dos propulsores dimensionados dependerá dos parâmetros de impulso específico e da razão entre a massa de propelente consumida e a massa do foguete vazio (ao final da manobra). Adaptando as Equações 20 e 21 para contemplar o fator de correção, chegando assim nas Equações 28 e 29, foi possível aplicar os mesmos parâmetros de filtragem já apresentados neste trabalho e determinar os resultados de desempenho do sistema.

$$I_{sp} = \frac{u_x}{g_0} \quad (28)$$

$$\frac{m_{prop}}{m_f} = e^{\frac{\Delta v}{u_x}} - 1 \quad (29)$$

A Figura 12 apresenta os resultados de impulso específico obtidos para cada uma das 4 combinações de propelentes avaliadas, relacionando-a com as informações de razão da mistura e pressão inicial da câmara, que são parâmetros controláveis através da seleção e aplicação correta dos injetores.

Figura 12 – Impulso específico em função da razão de mistura para os propelentes $\text{CH}_4 + \text{O}_2$ (a), $\text{RP-1} + \text{O}_2$ (b), $\text{CH}_4 + \text{H}_2\text{O}_2$ (c) e $\text{RP-1} + \text{H}_2\text{O}_2$ (d)



Fonte: autoria própria (2024).

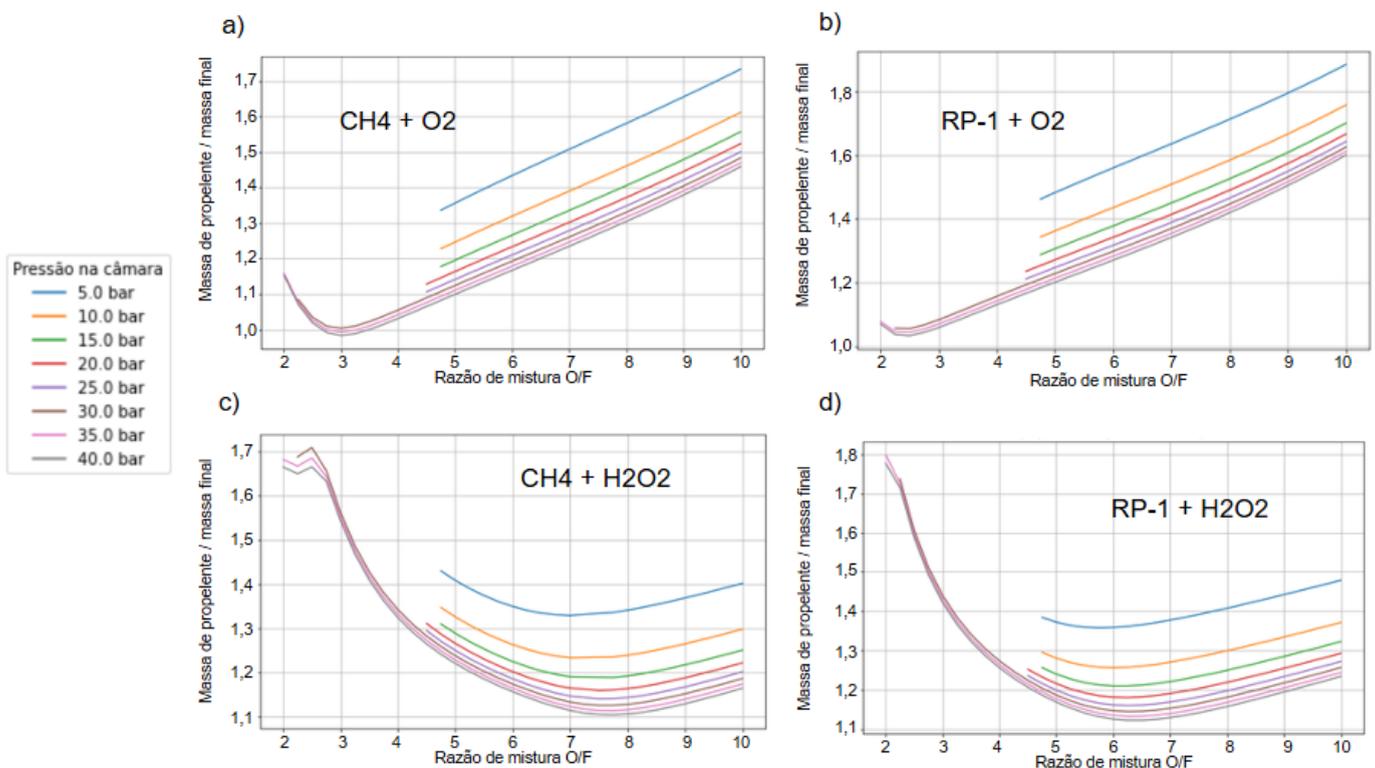
Nos gráficos é possível identificar que a combinação que garantiu o maior pico de impulso específico foi a de metano com oxigênio puro, atingindo um I_{sp} de 372 segundos na condição de $O/F = 3$ e $P_{ch} = 40 \text{ bar}$. Entretanto, o resultado de pico obtido através da combinação de propelentes líquidos à temperatura ambiente (RP-1 e H_2O_2) é de 339 segundos, apenas 9% inferior ao melhor resultado obtido.

Pensando que a combinação de RP-1 e H_2O_2 é a única entre as quatro soluções apresentadas nesta análise que não possui propelentes criogênicos e, portanto, evitaria a aplicação de sistemas complexos de refrigeração destes, esta foi selecionada para seguir com as análises neste trabalho, desempenhando um resultado suficiente para atingir o Δv de 2500 m/s idealizado para a manobra. Ainda assim, há vários riscos associados ao trabalho com o peróxido de hidrogênio, como a sua elevada capacidade de causar queimaduras na pele ou seu potencial de explodir em temperaturas superiores a 110°C devido à concentração do vapor, além de que ele pode iniciar a formação de cristais de congelamento em temperaturas de

-11°C para uma mistura com 90% de concentração, devendo-se tomar os cuidados adequados para mitigar esses riscos (Davis; Keefe, 1956).

Partindo para o outro parâmetro de desempenho empregado neste estudo, a Figura 13 apresenta os resultados calculados para a razão entre a massa de propelente e a massa do foguete ao final da manobra, levando em consideração as condições avaliadas neste estudo.

Figura 13 – Razão de massas em função da razão de mistura para os propelentes $\text{CH}_4 + \text{O}_2$ (a), $\text{RP-1} + \text{O}_2$ (b), $\text{CH}_4 + \text{H}_2\text{O}_2$ (c) e $\text{RP-1} + \text{H}_2\text{O}_2$ (d)



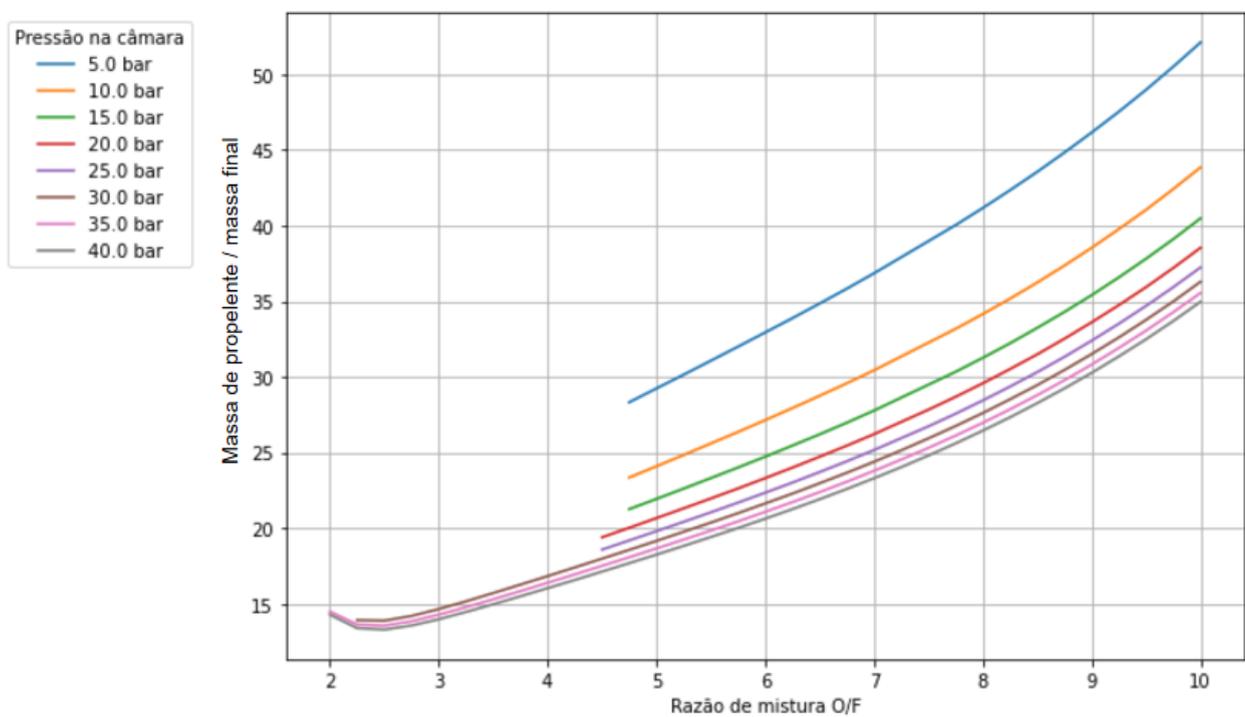
Fonte: autoria própria (2024).

As curvas traçadas e apresentadas na Figura 13 atingem o ponto de mínimo nas mesmas condições que as curvas de impulso específico da Figura 12 atingem seu máximo, sendo essa uma conclusão esperada para o projeto. Um fator interessante que é possível perceber nestes casos estudados é que a quantidade de peso de propelente necessário para a manobra será em torno de 1,1 a 1,8 vezes a massa do foguete ao final da manobra, o que parece um valor baixo quando se compara com outros foguetes comerciais, como o caso do segundo estágio do Falcon 9 v1.1, que possui massa estrutural de 4,7 toneladas e leva uma massa de

propelentes de 73,4 toneladas, o que resulta em $\frac{m_{prop}}{m_f} = 15,617$ (SpaceX, 2017).

Entretanto, considerando o $I_{sp} = 340$ s, a variação de velocidade imposta para esse estágio seria de $\Delta v = 9370,65$ m/s, então para realizar uma comparação justa, será calculada a razão de massas deste trabalho para a mesma variação de velocidade calculada para o Falcon 9 v1.1.

Figura 14 – Razão de massas considerando variação de velocidade de 9370,62 m/s para os propelentes RP-1 + O₂



Fonte: autoria própria (2024).

A Figura 14 apresenta os resultados apenas do combustível RP-1 e do oxidante O₂ pois essa é a combinação utilizada para o Falcon 9. O melhor valor para a razão de massas obtida com os dados deste trabalho é de 13,3, valor próximo dos 15,617 obtidos no caso real, sendo essa diferença existente principalmente pelas várias idealizações aplicadas na análise deste trabalho e também pela pressão da câmara ser diferente. De qualquer modo, os valores reduzidos apresentados na Figura 13 são justificados pelo menor valor de Δv proposto para a manobra.

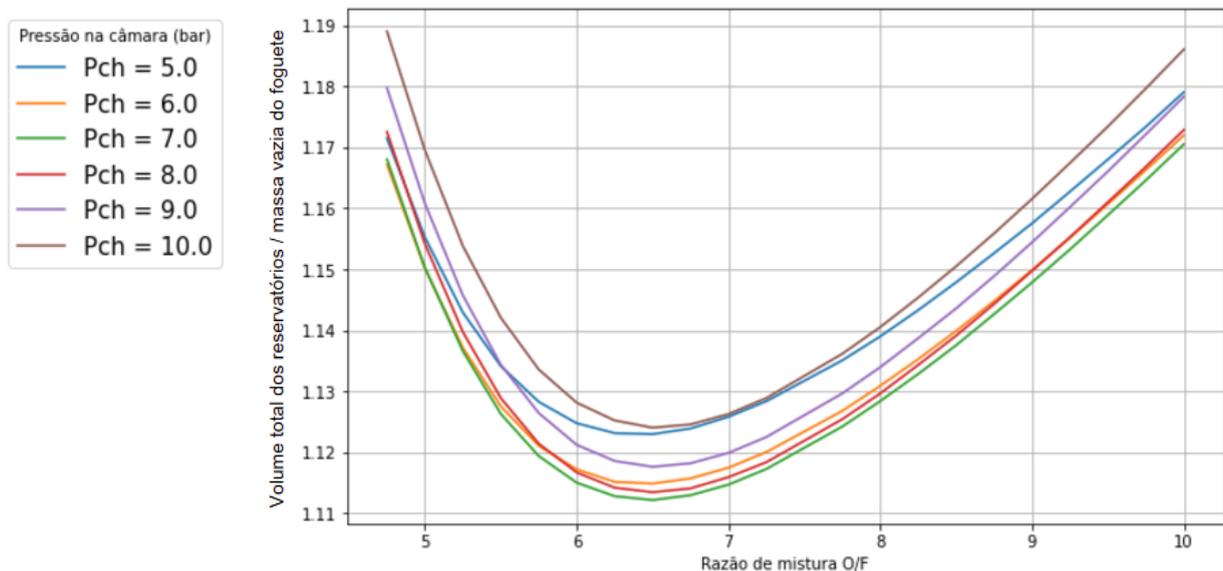
Por fim, tendo em vista os fatores e resultados apresentados nesta seção, selecionou-se a combinação de querosene e peróxido de hidrogênio como a solução

adequada para a missão, obtendo resultados teóricos satisfatórios e reduzindo os custos operacionais do armazenamento e aplicação de propelentes criogênicos. Assim, a decisão final de qual pressão e razão de mistura serão utilizados dependerá do volume dos reservatórios.

4.4.2. Avaliação dos volumes para o caso selecionado

Associando a redução dos custos com a minimização no dimensionamento dos reservatórios e aplicando os equacionamentos apresentados na seção 3.4.2, será possível realizar a seleção da configuração mais otimizada do sistema propulsivo. Considerando a densidade do peróxido de hidrogênio de 1450 kg/m^3 e do querosene RP-1 de $808,1 \text{ kg/m}^3$, a Figura 15 apresenta a soma dos volumes dos reservatórios de propelente e de gás inerte em função da massa do estágio superior após a manobra para os casos de menor pressão de câmara de combustão, que obtiveram os melhores resultados.

Figura 15 – Volume total de reservatórios em função da massa final do foguete para os propelentes RP-1 e H_2O_2



Fonte: autoria própria (2024).

No gráfico da Figura 15, percebe-se que, para a variação de velocidade proposta neste trabalho, o resultado que obteve o menor volume de reservatórios e, conseqüentemente, um menor peso associado, é para a pressão na câmara de 7

bar a uma razão O/F de 6,5. É possível notar a importância de ponderar as escolhas de projeto nesse caso, observando que uma maior pressão resulta em mais impulso específico, porém com a necessidade de reservatórios maiores e mais pressurizados, o que aumenta drasticamente o peso vazio do foguete.

Em seguida, o cálculo do volume da câmara de combustão foi realizado utilizando-se o valor de L^* de 1,65 metros, valor intermediário para essa combinação de propelentes conforme apresentado na Tabela 1, e também o cálculo do comprimento da região divergente do bocal com base na Equação 24 apresentada anteriormente neste trabalho. Os valores resultantes estão expostos na Tabela 4.

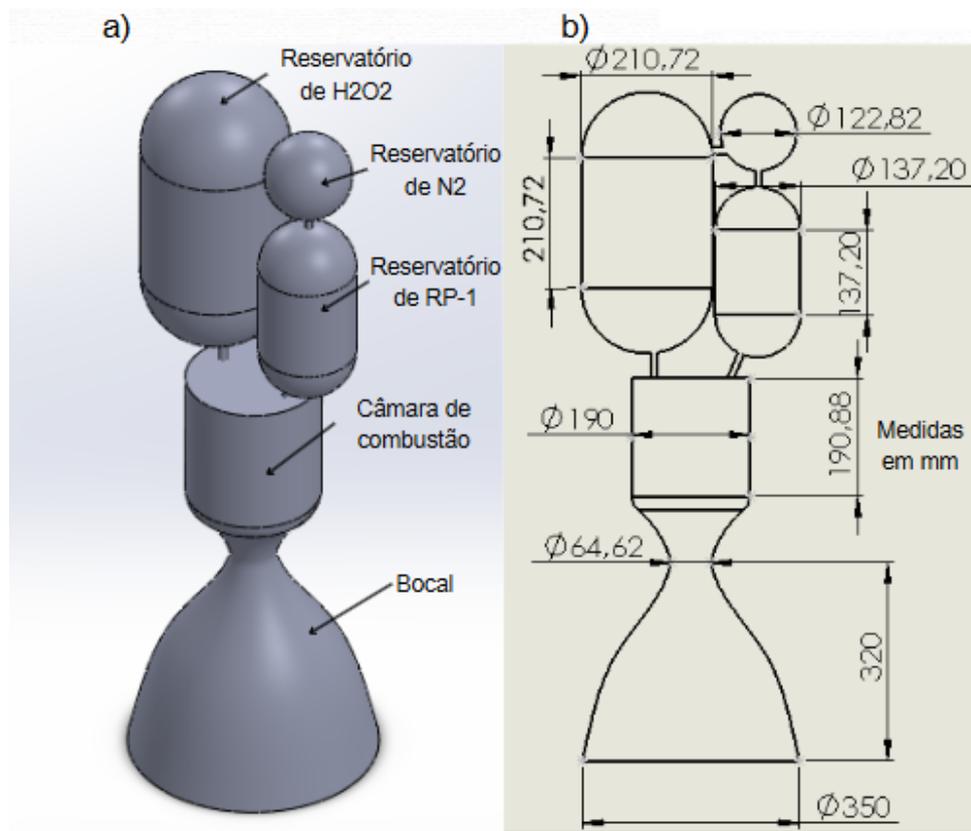
Tabela 4 - Dimensões da câmara de combustão e bocal

Característica do propulsor	Valor da dimensão
Comprimento característico L^*	1,65 m
Área da garganta A^*	32,8 cm ²
Volume da câmara de combustão V_{ch}	5,412 L
Área de saída do bocal A_e	962,1 cm ²
Comprimento da região divergente do bocal L_{bell}	0,32 m

Fonte: autoria própria (2024).

Por fim, com a consideração de uma massa vazia do estágio superior do foguete de 8,6 kg, estimada durante a fase inicial do projeto, foi possível calcular o volume dos reservatórios para a missão e realizar o desenho aproximado do dimensionamento do sistema propulsivo, apresentado na Figura 16, através da ferramenta SolidWorks. Assim, para as escolhas realizadas durante este trabalho, o sistema propulsivo do estágio superior poderia ser completamente instalado em um espaço cilíndrico com aproximadamente um metro de comprimento e com 35 centímetros de diâmetro.

Figura 16 – Desenho do sistema propulsivo do estágio superior



Fonte: autoria própria (2024).

5. CONCLUSÃO

Buscando uma solução idealizada para a inserção de CubeSats em órbitas LEO, o projeto de um foguete de pequeno porte e custo reduzido é desenvolvido. Separando a missão em diferentes etapas, o projeto do estágio superior do veículo exigiu uma idealização de sistemas necessários e o dimensionamento de um sistema propulsivo capaz de fornecer a variação de velocidade determinada para posicionar o satélite na órbita desejada.

Apresentaram-se as ideias gerais do projeto, os conhecimentos utilizados como referência e validação dos resultados e também a justificativa das escolhas de projeto e o cálculo do dimensionamento do sistema propulsivo do estágio superior de um foguete de pequeno porte. Este capítulo tem por objetivo sintetizar as informações anteriormente apresentadas e concluir as decisões realizadas para o projeto, apontando possíveis caminhos para o desenvolvimento futuro.

Primeiramente, após a avaliação comparativa com base em referências históricas e acadêmicas, observou-se que a seleção de um motor-foguete químico com propelentes líquidos alimentados por pressão é a adequada para o objetivo proposto pelo veículo, que exige um elevado empuxo durante um curto intervalo de tempo. Esse tipo de propulsor é um dos mais antigos a serem utilizados e possui uma elevada confiabilidade, como o caso do motor Agena, sendo excelente para aplicações com pequena pressão na câmara de combustão.

Com a definição da solução proposta, traçaram-se os requisitos gerais de projeto através da metodologia de Engenharia de Sistemas proposta pela NASA, separando as necessidades do foguete em sistemas e que devem ser desenvolvidos para atingi-las. Além disso, estabeleceu-se um fluxo de dados entre componentes e o design de projeto do sistema propulsivo com base em outros foguetes da literatura, porém com a simplificação de diversos subsistemas e componentes que fogem do escopo deste trabalho.

A partir disso, foram selecionados os combustíveis RP-1 e CH_4 e os oxidantes O_2 e H_2O_2 para a realização de cálculos de desempenho da câmara de combustão através da ferramenta NASA CEA, variando a razão de mistura e também a pressão interna da câmara, de forma a avaliar uma grande faixa de configurações de propelentes e definir de forma comparativa o melhor resultado para o projeto. Para o

cálculo do bocal, foram utilizadas as considerações de isentropia e gases ideais, de forma a facilitar os cálculos. Além disso, foi considerado o escoamento como sendo quase-unidimensional com um fator de correção de ângulo de saída do bocal.

Por fim, com as considerações de dados de entrada, foi possível obter os resultados de impulso específico, massa de propelente necessária em função da massa vazia do propulsor e volume dos reservatórios de propelentes e gás inerte. Foi então feita a seleção da combinação de RP-1 e peróxido de hidrogênio com uma razão de mistura de 6,5 e pressão de 7 bar, que possui o menor volume de reservatórios e ainda satisfaz o resultado de I_{sp} proposto como limitante deste projeto. As considerações e resultados de todo o dimensionamento selecionado são apresentados na Tabela 5.

Tabela 5 - Considerações e resultados do dimensionamento final selecionado

(continua)

Característica do propulsor	Valor da dimensão
Vazão mássica de propelente \dot{m}	1 kg/s
Variação de velocidade necessária Δv	2500 m/s
Área de saída do bocal A_e	962,1 cm ²
Razão de mistura O/F	6,5
Pressão na câmara de combustão P_{ch}	7 bar
Temperatura na câmara de combustão T_{ch}	2829,8 K
Razão entre calores específicos γ	1,1188
Razão entre as áreas do bocal $\frac{A_e}{A^*}$	40,8224
Número de Mach na saída do bocal M_e	3,8187
Velocidade de exaustão dos gases u_e	3084,2025 m/s
Fator de correção do bocal λ	0,968
Impulso específico I_{sp}	314,5027 s

Tabela 5 - Considerações e resultados do dimensionamento final selecionado
(conclusão)

Característica do propulsor	Valor da dimensão
Razão entre as massas $\frac{m_{prop}}{m_f}$	1,3103
Densidade do peróxido de hidrogênio	1450 kg/m ³
Densidade do querosene	808,1 kg/m ³
Massa de oxidante m_{oxi}	9,766 kg
Massa de combustível m_{comb}	1,502 kg
Volume de oxidante V_{oxi}	6,736 L
Volume de combustível V_{comb}	1,859 L
Volume de gás inerte V_{N_2}	0,970 L

Fonte: autoria própria (2024).

Os dados da Tabela 5 indicam que propelentes líquidos à temperatura ambiente podem gerar impulso específico acima de 300 segundos, suficiente para a manobra idealizada, com vantagens de armazenamento. O veículo projetado usaria um peso de propelente 1,3 vezes o seu peso vazio, valor baixo comparado a outros veículos comerciais, permitindo ampliar o Δv do propulsor e demonstrando sua aplicabilidade, ainda que sejam estimativas idealizadas.

As próximas etapas para o avanço deste projeto devem procurar por desenvolver simulações não idealizadas da câmara de combustão e bocal do propulsor, juntamente com o desenvolvimento estrutural dos reservatórios, conexões e demais componentes do sistema propulsivo, tendo como base os resultados deste trabalho para direcionar o escopo das simulações. Além disso, há a necessidade de projetar os demais sistemas do estágio superior do veículo, apresentados superficialmente neste texto.

REFERÊNCIAS

- ANDERSON, J. D. **Fundamentals of Aerodynamics**. 3. ed. New York: McGraw-Hill, 2001.
- ANDERSON, J. D. **Modern Compressible Flow: with historical perspective**. 3. ed. New York: McGraw-Hill, 2003.
- BROWN, C. D. **Spacecraft propulsion**. 3. ed. Columbia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1996.
- CHAMPAGNE, James A.; BURGE, James H.; CROWTHER, Blake G. Thermo-opto-mechanical analysis of a cubesat lens mount. In: HATHEWAY, Alson E. (Ed.). **Optomechanics 2011: Innovations and Solutions**. Bellingham: SPIE, 2011. p. 812510. Disponível em: <https://doi.org/10.1117/12.893199>. Acesso em: 1 jul. 2024.
- CID, D. M. **OpenModelica for analog IC design**. 2011. Master 's Degree Thesis in Computer Science, Linköping University, Linköping, 2011.
- DAS, V. **Preliminary design of a 30 kN methane-oxygen-powered electric-pump-fed liquid rocket propulsion system**. 2023. Master's Degree Thesis in Space Engineering, Department of Computer Science, Electrical and Space Engineering, Luleå University of Technology, Kiruna, 2023.
- DAVENAS, A. Development of modern solid propellants. **Journal of Propulsion and Power**, v. 19, n. 6, 2003.
- DAVIS, N. s; KEEFE, J. H.. Concentrated Hydrogen Peroxide as a Propellant. **Engineering Chemistry**, Washington, v. 48, n. 4, p. 745-748, abr. 1956.
- DEBROCK, S. C; RUDEY, C. J. Agena Primary and Integrated Secondary Propulsion Systems. **Journal of Spacecraft And Rockets**, Las Vegas, v. 11, n. 11, p. 769-777, nov. 1974. Disponível em: <https://doi.org/10.2514/3.62175>. Acesso em: 28 nov. 2024.
- FORBES, F. S; SPLINTER, P. A. V. Liquid Rocket Propellants. In: A MEYERS, R.. **Encyclopedia of Physical Science and Technology**. 3. ed. Tarzana: Ramtech, 2003. p. 741-777.
- FREEMAN, R. E; MCVEA, J. **A Stakeholder Approach to Strategic Management**. Oxford: Blackwell, 2001. Disponível em: https://papers.ssrn.com/sol3/papers.cfm?abstract_id=263511. Acesso em: 28 nov. 2024.
- FRISTROM, R. M. **Flame Structures and Processes**. Oxford: Oxford University Press, 1995.
- GARG, P; SHARMA, A; AGARWAL, D. K; VARMA, M. Numerical Modeling of Liquid Oxygen and Kerosene Combustion at High Pressures. *In: 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2017, Grapevine. Anais...* Grapevine: American Institute of

Aeronautics and Astronautics, 2017. Disponível em:
https://www.researchgate.net/publication/312378138_Numerical_Modeling_of_Liquid_Oxygen_and_Kerosene_Combustion_at_High_Pressures. Acesso em: 28 nov. 2024.

GLASSMAN, I; YETTER, R. A. **Combustion**. 4. ed. Amsterdam: Elsevier, 2008.

GOEBEL, D. M.; KATZ, I. **Fundamentals of electric propulsion: ion and hall thrusters**. New Jersey: John Wiley & Sons, 2008.

GORDON, S; MCBRIDE, B. J. Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and applications: analysis. **Nasa Technical Reports**, Cleveland, v. 61, n. 1313, out. 1994. Disponível em:
<https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19950013764/downloads/19950013764.pdf>. Acesso em: 28 nov. 2024.

HILL, P. G; PETERSON, C. R. **Mechanics and Thermodynamics of Propulsion**. 2. ed. New Jersey: Pearson Prentice Hall, 1992.

HIMPAN, I. J. The Calculation of the Volume of Rocket Combustion Chambers: formulae giving generally valid theoretical and practical relationships between volume and other characteristics. **Aircraft Engineering And Aerospace Technology**, Paris, v. 22, n. 7, p. 191-193, jul. 1950. Disponível em: <https://doi.org/10.1108/eb031919>

JAHN, R. G. **Fundamentals of electric propulsion**. New York: McGraw-Hill, 1968.

JANOVSKY, R. *et al.* End-of-Life De-Orbiting Strategies for Satellites. In: Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, 2002, Bonn. **Anais...** Bonn: German Society for Aeronautics and Astronautics, 2002.

KHAN, T. W; QAMAR, I. Factors Affecting Characteristic Length of the Combustion Chamber of Liquid Propellant Rocket Engines. **Mehran University Research Journal Of Engineering & Technology**, Mehran, v. 38, n. 3, p. 729-744, jul. 2019. Disponível em:
<https://publications.mu.edu.pk/index.php/muetrj/article/view/1143>

KULU, E. Nanosatellite launch forecast - track record and latest prediction. *In: 36th ANNUAL SMALL SATELLITE CONFERENCE, 2022, Utah*. **Anais...** Utah: Utah State University, 2022. Disponível em:
<https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2022/all2022/7/>

LIU, Y; YANG, J; HE, Y; NI, Z; WU, Y. Concept and key technology analysis of electric pump-fed liquid propellant rocket engine. **Proceedings of the 5th INTERNATIONAL SYMPOSIUM ON RESOURCE EXPLORATION AND ENVIRONMENTAL SCIENCE, 2021, Ordos**. Ordos: IOP Conference Series: Earth and Environmental Science, 2021. Disponível em:
<https://iopscience.iop.org/article/10.1088/1755-1315/781/4/042016>.

MAINI, A. K.; AGRAWAL, V. **Satellite technology: principles and applications**. 2. ed. West Sussex: John Wiley & Sons, 2011.

MCBRIDE, B. J; GORDON, S. Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications: users manual and program description. **Nasa Technical Reports**, Cleveland, v. 61, n. 1311, jun. 1996. Disponível em: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19960044559/downloads/19960044559.pdf>. Acesso em: 28 nov. 2024.

MISHRA, D. P. **Fundamentals of Rocket Propulsion**. Boca Raton: Taylor & Francis Group, 2017.

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION. **Pressurization Systems for Liquid Rockets**. Cleveland, 1975. Disponível em: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19760015212>. Acesso em: 28 nov. 2024.

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION. **Roadmap for In-Space Propulsion Technology**. Cleveland, 2012. Disponível em: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20120009205/downloads/20120009205.pdf>. Acesso em: 26 jun. 2024.

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION. **Systems Engineering Handbook**. Washington, 2007. Disponível em: https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2018/09/nasa_systems_engineering_handbook_0.pdf. Acesso em: 28 nov. 2024.

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION. **Turbopump systems for liquid rocket engines**. Cleveland, 1974. Disponível em: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19750012398/downloads/19750012398.pdf>. Acesso em: 26 jun. 2024.

NYE, H. H; MOORMAN, D. W. Lunar Orbiter velocity control system. **Journal of Spacecraft And Rockets**, Las Vegas, v. 5, n. 2, p. 139-145, fev. 1968. Disponível em: <https://doi.org/10.2514/3.29205>. Acesso em: 28 nov. 2024.

OTTER, M.; ELMQVIST, H. Modelica language, libraries, tools, workshop and EU-project. **Simulation News Europe**, v. 29, n. 30, 2000.

POZZI, F.; SJÖBERG, M. **Development model of a gas pressure regulator for spacecraft propulsion**. 2021. Master's Degree Thesis in Mechanical Engineering, Kth Royal Institute of Technology School of Industrial Engineering and Management, Estocolmo, 2021.

RAGLAND, K. W.; BRYDEN, K. M. **Combustion Engineering**. 2. ed. Boca Raton: Taylor & Francis Group, 2011.

REMISSA, I; JABRI, H; HAIRCH, Y; TOSHTAY, K; ATAMANOV, M; AZAT, S; AMROUSSE, R. Propulsion systems, propellants, green propulsion subsystems and their applications: a review. **Eurasian Chemico-Technological Journal**, v. 25, n. 2023, p. 3–19, 2023.

SALGADO, M. C. V.; BELDERRAIN, M. C. N.; DEVEZAS, T. C. Space propulsion: a survey study about current and future technologies. **Journal of Aerospace Technology and Management**, v. 10, n. 1118, 2018.

SALTELLI, A; RATTO, M; ANDRES, T; CAMPOLONGO, F; CARIBONI, J; GATELLI, D; SAISANA, M; TARANTOLA, S. **Global Sensitivity Analysis: the primer**. West Sussex: John Wiley & Sons, 2008. Disponível em: https://www.andreasaltelli.eu/file/repository/A_Saltelli_Marco_Ratto_Terry_Andres_Francesca_Campolongo_Jessica_Cariboni_Debora_Gatelli_Michaela_Saisana_Stefano_Tarantola_Global_Sensitivity_Analysis_The_Primer_Wiley_Interscience_2008_.pdf. Acesso em: 28 nov. 2024.

SANTOS, D. P. S. **Otimização de trajetórias espaciais com propulsão elétrica solar e manobras gravitacionalmente assistidas**. 2009. Tese (Doutorado em Engenharia e Tecnologias Espaciais/Mecânica Espacial e Controle) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2009.

SMITH, J. M; NESS, H. V; ABBOTT, M; SWIHART, M. **Introduction to Chemical Engineering Thermodynamics**. 8. ed. New York: McGraw-Hill Education, 2018.

SOUZA, H. M; SOARES, A. P., Jr; COSTA, E. F., Jr; COSTA, A. O. S. Predição da composição do clínquer industrial utilizando minimização da energia livre de Gibbs. **Cerâmica**, São Paulo, v. 61, n. 2015, p. 23-30, mar. 2015. Disponível em: <https://www.scielo.br/j/ce/a/W57CGTHgjrmyCwDwB8KJwWN/?format=pdf>. Acesso em: 28 nov. 2024.

SPACE X. **Falcon User's Guide**. Brownsville: Space Exploration Technologies Corp., 2001. Disponível em: <https://www.spacex.com/media/falcon-users-guide-2021-09.pdf>. Acesso em: 28 nov. 2024.

SPACE X. **Space Launch Report: SpaceX Falcon 9 Data Sheet**. Brownsville: Space Exploration Technologies Corp., 2017. Disponível em: <https://sma.nasa.gov/LaunchVehicle/assets/spacex-falcon-9-data-sheet.pdf>. Acesso em: 28 nov. 2024.

SUTTON, G. P.; BIBLARZ, O. **Rocket propulsion elements**. 9. ed. New Jersey: John Willey & Sons, 2017.

TRUMPER, M. T; BEHROUZI, P; MCGUIRK, J. J. Influence of Nozzle Exit Conditions on the Near-Field Development of High Subsonic and Underexpanded Axisymmetric Jets. **Aerospace**, Basel, v. 5, n. 35, p. 1-26, mar. 2018. Disponível em: <https://doi.org/10.3390/aerospace5020035>. Acesso em: 28 nov. 2024.

TULP, J.; BEEK, P. Rocket Lab: liberating the small satellite market. *In: 31th ANNUAL SMALL SATELLITE CONFERENCE*, 2017, Utah. **Anais...** Utah: Utah State University, 2017. Disponível em: <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2017/all2017/91/>

URNS, S. R. **An Introduction to Combustion: concepts and applications**. 3. ed. Boston: McGraw-Hill, 2012.

WIJKER, J. J. **Spacecraft Structures**. Berlim: Springer, 2008.

WOELLERT, K; EHRENFREUND, P; RICCO, A. J; HERTZFELD, H. Cubesats: Cost-effective science and technology platforms for emerging and developing nations. **Advances in Space Research**, v. 47, n. 2011, p. 663–684, 2010.