

**FACULDADE DE TECNOLOGIA DE SÃO JOSÉ DOS CAMPOS
FATEC PROFESSOR JESSEN VIDAL**

LEANDRO MACEDO DE SOUZA

**MOTOR DE PROPELENTE SÓLIDO PARA FOGUETE
EXPERIMENTAL**

São José dos Campos
2025

LEANDRO MACEDO DE SOUZA

**MOTOR DE PROPELENTE SÓLIDO PARA FOGUETE
EXPERIMENTAL**

Trabalho de Graduação apresentado à Faculdade de Tecnologia de São José dos Campos, como parte dos requisitos necessários para a obtenção do título de Tecnólogo em Projetos de Estruturas Aeronáuticas.

Orientador: Me. Fabiana Eloisa Passador
Coorientador: Dra. Heide Heloise Bernardi

São José dos Campos
2025

FICHA CATALOGRÁFICA – Biblioteca Fatec São José dos Campos Prof. Jessen Vidal
Dados Internacionais de Catalogação-na-publicação

SOUZA, Leandro Macedo

Motor de Propelente Solido para Foguete Experimental. / Leandro Macedo de Souza – São José dos Campos, 2025.

76 folhas. (número total de folhas do TG)

Trabalho de Conclusão de Curso – Curso de Tecnologia em Tecnologia em Projetos de Estruturas Aeronáuticas. Faculdade de Tecnologia de São José dos Campos Professor Jessen Vidal, 2025.

Orientador: Me. Fabiana Eloisa Passador.

Coorientador: Dra. Heide Heloise Bernardi

1. Propelente. 2. Sólido. 3. Foguete. I. Faculdade de Tecnologia. FATEC de São José dos Campos: Professor Jessen Vidal. II. Título

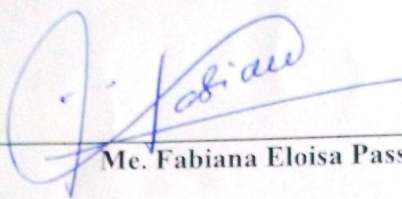
REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA

SOUZA, L.M. **Motor de Propelente Sólido para Foguete Experimental**. 2025. 76 folhas. Trabalho de Conclusão de Curso (Curso Superior em Tecnologia em Projetos de Estruturas Aeronáuticas) - Faculdade de Tecnologia de São José dos Campos Professor Jessen Vidal, São José dos Campos, 2025.

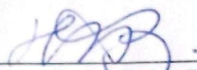
LEANDRO MACEDO DE SOUZA

**MOTOR DE PROPELENTE SÓLIDO PARA FOGUETE
EXPERIMENTAL**

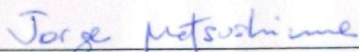
Trabalho de Graduação apresentado à Faculdade de Tecnologia de São José dos Campos, como parte dos requisitos necessários para a obtenção do título de Tecnólogo em Projetos de Estruturas Aeronáuticas.



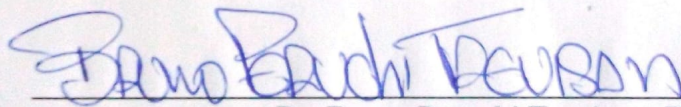
Me. Fabiana Eloisa Passador - Fatec SJC



Dra. Heide Heloíse Bernardi - Fatec SJC



Dr. Jorge Tadao Matsushima - Fatec SJC



Dr. Bruno Peruchi Trevisan - Fatec SJC

28 / 11 / 2025

DATA DA APROVAÇÃO

AGRADECIMENTOS

Gostaria de expressar minha sincera gratidão a todos que contribuíram para a realização deste trabalho.

Em especial, agradeço à minha orientadora Me. Fabiana Eloisa Passador e à minha coorientadora Dra. Heide Heloise Bernardi, pelo apoio, orientação e dedicação constantes durante o desenvolvimento deste projeto. Suas contribuições foram essenciais para a concretização deste trabalho.

Também agradeço a João Pedro Galvão dos Santos e a Luiz Gustavo Galvão dos Santos pelos serviços de usinagem das peças em alumínio que compõem o motor do foguete experimental. Sua precisão e dedicação foram fundamentais para o sucesso do projeto.

Agradeço ainda a Guilherme Severo Santos Mota pela valiosa contribuição nas impressões 3D da fuselagem do foguete. Seu conhecimento técnico e comprometimento foram indispensáveis para esta etapa.

Registro, também, meus agradecimentos a Welington Júnior da Silva Feitosa pelo auxílio na usinagem da barra utilizada no processo de configuração da geometria do grão.

Por fim, reconheço o apoio de todos os envolvidos, direta ou indiretamente, neste projeto, cujos esforços foram indispensáveis para a sua conclusão.

Muito obrigado a todos.

RESUMO

Este trabalho apresenta o desenvolvimento integral de um motor-foguete experimental de propelente sólido, empregando a formulação padrão KNSU (nitrato de potássio e açúcar). O projeto foi estruturado para atender aos requisitos de competições estudantis, como a LASC (Latin American Space Challenge), que demanda apogeu médio de aproximadamente 3000 pés (≈ 914 m). A metodologia abrangeu o dimensionamento detalhado do motor, com foco na geometria do grão propelente e na tubeira cônica de 13° , além da fabricação de componentes estruturais em materiais de baixo custo, como PLA (ácido polilático, utilizado em impressão 3D) e PVC. Partes críticas foram usinadas em aço inox.

Foram realizados cálculos teóricos de desempenho, simulações estruturais por FEA (Finite Element Analysis) e teste estático em bancada para validação do conceito. Os resultados indicaram a viabilidade do motor, que apresentou impulso consistente e massa final de 2,918 kg. Contudo, uma falha de vedação resultante do posicionamento incorreto dos canais de O-ring e da seleção inadequada de parafusos de latão impediu a conclusão do ensaio completo. Apesar disso, o motor manteve-se reaproveitável, e os dados obtidos contribuíram para o desenvolvimento do foguete da equipe Phantom.

Conclui-se que o projeto atingiu seus objetivos principais, demonstrando a eficácia da abordagem de baixo custo e sugerindo aprimoramentos futuros, como a substituição dos parafusos por aço inox, o redesenho dos canais de O-ring e a simplificação dos processos de usinagem.

Palavras-chave: Motor-foguete experimental; Propelente sólido KNSU; Fabricação aditiva; Simulação estrutural; Foguetes educacionais.

ABSTRACT

This work presents the complete development of an experimental solid-propellant rocket motor, employing the standard KNSU formulation (potassium nitrate and sugar). The project was structured to meet the requirements of student competitions such as the LASC (Latin American Space Challenge), which demands an average apogee of approximately 3000 feet (≈ 914 m). The methodology included the detailed sizing and design of the motor, with emphasis on the propellant grain geometry and a 13° conical nozzle, as well as the manufacturing of structural components using low-cost materials such as PLA (polylactic acid, commonly used in 3D printing) and PVC. Critical parts were machined from stainless steel.

Theoretical performance calculations, structural simulations using FEA (Finite Element Analysis), and a static bench test were conducted to validate the concept. The results indicated the feasibility of the motor, which demonstrated consistent thrust and a final mass of 2.918 kg. However, a sealing failure caused by the incorrect positioning of the O-ring channels and the inadequate selection of brass screws prevented the full completion of the test. Despite this limitation, the motor remained reusable, and the collected data contributed to the development of the Phantom team's rocket.

It is concluded that the project achieved its main objectives, demonstrating the effectiveness of the low-cost approach and suggesting future improvements such as replacing brass screws with stainless steel, redesigning the O-ring channels, and simplifying the machining processes.

Keywords: Experimental rocket motor; KNSU solid propellant; Additive manufacturing; Structural simulation; Educational rockets.

SUMÁRIO

SUMÁRIO	8
1. INTRODUÇÃO.....	10
1.1. Objetivo Geral.....	11
1.2. Objetivos Específicos.....	11
2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA.....	13
2.1. Foguetes de Propelente Sólido.....	13
2.2. Modelagem CAD em Projetos Aeroespaciais.....	13
2.3. Projeto de Motores de Foguete.....	14
2.4. Cálculos Teóricos de Desempenho.....	15
2.4.1 Desempenho Teórico da Tubeira.....	16
2.4.2 Desempenho Teórico do Foguete.....	17
2.5. Fabricação Combustível Sólido.....	17
2.5.1 Geometria do Grão de Propelente Sólido.....	18
2.5.2 Formulação Adotada do Propelente.....	20
2.6. Materiais e Fabricação Aditiva (Impressão 3D).....	22
2.7. Integração do Motor à Estrutura do Foguete.....	22
2.8. Simulações Estruturais com FEA (Análise por Elementos Finitos).....	23
2.9. Testes de Bancada e Medição de Empuxo.....	24
3. DESENVOLVIMENTO DO TRABALHO.....	26
3.1. Projeto e Dimensionamento do Motor.....	26
3.1.1. Definição dos Requisitos.....	26
3.1.2. Definição da Geometria do Grão e Curva de Empuxo.....	28
3.1.3. Seleção de Materiais e Controle de Peso.....	32
3.2. Modelagem CAD e Preparação para Fabricação.....	34
3.2.1. Modelagem do Conjunto Motor.....	35
3.2.2. Modelagem da Estrutura do Foguete.....	36
3.3. Fabricação dos Componentes.....	36
3.3.1. Usinagem do diafragma de dupla vedação e da Tubeira.....	36
3.3.2. Fabricação de Componentes via Impressão 3D.....	38
3.4. Produção, Envasamento e Caracterização do Combustível KNSU.....	40
3.4.1 Processo de Fabricação e Envasamento do Propelente.....	40
Açúcar Refinado.....	42
Óxido De Ferro Castanho.....	42
3.5. Montagem e Integração do Motor.....	45
3.5.1. Procedimento de Montagem do Motor.....	45
3.5.2. Integração do Motor no Corpo do Foguete.....	47
3.6. Simulação Dinâmica Computacional (FEA).....	48
3.7. Teste Estático em Bancada.....	49
4. RESULTADOS E DISCUSSÕES.....	51
4.1. Resultados do Controle do Peso.....	51
4.2. Resultados dos cálculos teóricos do desempenho da tubeira e do foguete.....	52

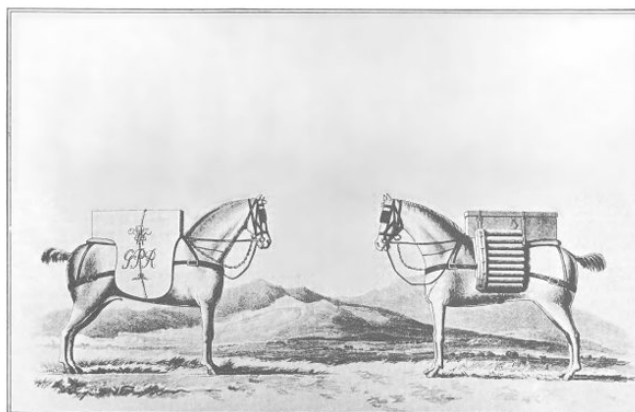
4.2.1. Desempenho Teórico da Tubeira.....	52
4.2.2. Desempenho Teórico do Foguete.....	54
4.3. Resultados da Modelagem CAD e Detalhamento 2D.....	54
4.3.1. Fabricação dos Componentes Usinados.....	55
4.3.2. Fabricação dos Componentes Impressos.....	57
4.4. Produção, Envasamento e Caracterização do Combustível KNSU	58
4.5. Simulação Computacional.....	60
4.6. Resultados do Teste Estático em Bancada.....	61
4.6.1. Análise da Falha Estrutural da Vedação Superior.....	63
4.6.2. Análise de Desempenho de Motor Experimental com Base em Teste de Bancada.....	65
4.7. Estrutura final do conjunto.....	66
5. CONCLUSÃO.....	70
5.1. Comparação entre os projetos de foguete atuais e o Proposto neste trabalho.....	70
5.1.1 Implicações para a Indústria Aeroespacial.....	70
5.1.2. Recomendações para pesquisas futuras	70
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	72
APÊNDICE.....	74
APÊNDICE A: Detalhamento Técnico Tubeira Cônica Divergente 13°	74
APÊNDICE B: Deformação Plástica do Conjunto Motor.....	75
APÊNDICE C: Deformação Equivalente do Conjunto Motor	76
APÊNDICE D: Deslocamento Total do Conjunto Motor.....	77

1. INTRODUÇÃO

Os foguetes de combustível sólido, embora proeminentes no século XX, têm origens anteriores, remontando à China do século XIII durante a Dinastia Song. Segundo Van Riper (2007), as "flechas de fogo" chinesas foram os primeiros foguetes documentados, consistindo em tubos de bambu ou papelão preenchidos com pólvora, que gerava empuxo ao queimar.

No século XIX, os foguetes consolidaram-se militarmente. Congreve (1814, p.1) documentou seu uso no relatório “Os detalhes do sistema de foguetes: mostrando as várias aplicações desta arma, tanto para o serviço marítimo como para o serviço terrestre”, evidenciando sua versatilidade em bombardeios de longo alcance e táticas dinâmicas. Entre as inovações estavam esquadrões de cavalaria com sistemas de munição foguete, aumentando o poder de fogo e a mobilidade das tropas. Essa tecnologia representou um avanço significativo na artilharia da época.

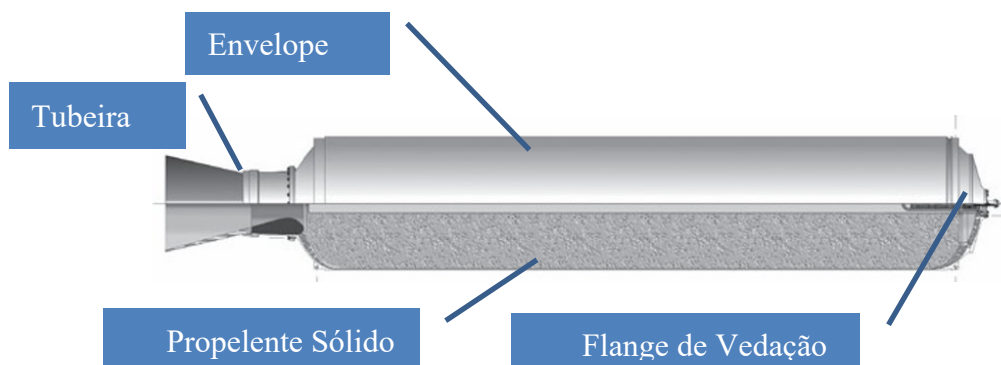
FIGURA 1. O equipamento de um cavalo de munição de foguete.



Fonte: Congreve (1814)

Segundo Van Riper (2007), durante a Corrida Espacial no século XX, a tecnologia de foguetes com propelente sólido avançou significativamente, consolidando EUA e Rússia na vanguarda.

Economicamente, o combustível sólido é mais barato, mas seu uso atual restringe-se principalmente a veículos de sondagem e aplicações militares, como ilustrado pelo propulsor S30 na Figura 2. Surge, então, a questão de se esta tecnologia estaria ultrapassada, dado os argumentos que sugerem a superioridade do combustível líquido.

FIGURA 2. Motor S30 em detalhe.

Fonte: Adaptado Palmerio (2017)

Contudo, a escolha não se baseia apenas nessa percepção. Como explica Palmerio (2017, p. 66): "No caso da propulsão sólida, o motor tem duas funções: geração do empuxo e composição da estrutura primária do veículo. Os motores à propulsão sólida, quando iniciados, queimam até o fim." Esta característica estrutural, combinada com fatores econômicos, mantém a relevância dos propelentes sólidos em aplicações específicas.

Esta pesquisa sobre motores de propelente sólido para foguetes experimentais visa aprofundar o entendimento dessa tecnologia e simplificar seu processo de fabricação, tornando-a mais acessível para uso em foguetes experimentais e competições acadêmicas. A principal motivação para este projeto foi compreender mais profundamente esta tecnologia e aplicar os conhecimentos adquiridos nos futuros projetos da equipe Phantom de foguete modelismo da Faculdade de Tecnologia Prof. Jessen Vidal.

1.1. Objetivo Geral

O objetivo geral deste trabalho é projetar e desenvolver um motor de propelente sólido para um foguete experimental.

1.2. Objetivos Específicos

Para alcançar os objetivos gerais propostos neste trabalho, foram definidos os seguintes objetivos específicos, que detalham as etapas e ações necessárias para a execução do projeto do foguete experimental:

- Projetar a estrutura do foguete que engloba o motor no programa CATIAV5R20 (*Computer Aided Tridimensional Interactive Application, Version 5, Release 200*);
- Projetar a tubeira no programa CATIA V5R20;
- Projetar o envelope do motor no programa CATIA V5R20;

- Executar simulações estáticas das peças principais do conjunto motor no programa FUSION (*Autodesk Fusion Version 2.0.21550, released on March 4, 2025*);
- Propor o uso de materiais acessíveis e impressão 3D para a estrutura do foguete;
- Executar teste de bancada a fim de obter dados relevantes para o cálculo do empuxo;
- Demonstrar o processo de fabricação do combustível sólido;
- Demonstrar a montagem do conjunto motor à estrutura do foguete e demonstrar o processo de fabricação do combustível sólido.
- Demonstrar a montagem do conjunto motor à estrutura do foguete.

2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

2.1. Foguetes de Propelente Sólido

Dentre as formulações existentes, optou-se pelo KNSU (Nitrato de Potássio e Açúcar), por ser relativamente seguro, de fácil produção e amplamente utilizado por entusiastas devido à sua acessibilidade e bom desempenho térmico (SUTTON, 2016). Combustíveis sólidos à base de nitrato possuem histórico longo: “historicamente, a pólvora negra [...] foi a primeira a ser utilizada” (SUTTON, 2016, p. 493).

Os motores de propelente sólido, embora complexos, operam sob princípios simples: a conservação da quantidade de movimento e a terceira lei de Newton. A queima do propelente na câmara de combustão gera gases em alta temperatura e pressão, expelidos pela tubeira, produzindo empuxo e propulsionando o foguete na direção contrária. A ignição inicia a combustão, e a geometria do grão combustível influencia diretamente o perfil de queima e o desempenho do motor (SUTTON, 2016).

As vantagens do propelente sólido incluem simplicidade estrutural, facilidade de armazenamento e resposta imediata à ignição. Entre as limitações estão a impossibilidade de desligamento ou controle de empuxo após a ignição, impulso específico menor que o dos motores líquidos e maior sensibilidade ao projeto da câmara e tubeira. Em projetos experimentais, tais características tornam-se pontos críticos, exigindo equilíbrio entre viabilidade, segurança e desempenho (PALMERIO, 2017).

2.2. Modelagem CAD em Projetos Aeroespaciais

Desenho de engenharia é a linguagem gráfica usada internacionalmente por engenheiros e tecnólogos, (JOHN, 2010, p.16). Desenho assistido por computador (CAD-*Computer-Aided Design*) é uma ferramenta importante para o desenvolvimento de projetos em geral dentre eles projetos aeroespaciais. Programas CAD permitem a criação precisa de geometrias tridimensionais, análise estrutural integrada e documentação técnica padronizada.

O programa CATIA V5R20 (*Computer-Aided Three-Dimensional Interactive Application, Version 5, Release 20*), desenvolvido pela *Dassault Systèmes*, é amplamente utilizado nas indústrias de alta complexidade, como a aeronáutica, automobilística e espacial, devido à sua robustez e à gama de ferramentas, fornecendo ao seu usuário a possibilidade de modelar superfícies e conjuntos complexos com alto nível de detalhamento (ZEHNER, 2011).

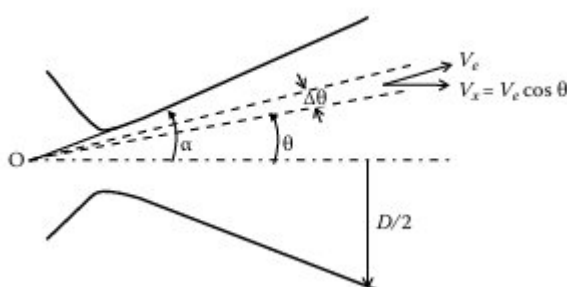
No contexto de foguetes experimentais, o uso do CATIA V5R20 possibilita a criação detalhada da estrutura, do motor, da tubeira e do e da estrutura do foguete permitindo ao projetista gerar desenhos 3D, 2D e montagens dos componentes, além disso outras ferramentas garantem a validação de projetos e a preparação para fabricação, ao utilizar a modelagem CAD pode-se obter vantagens que incluem precisão dimensional, a facilidade de edição, além da possibilidade de documentação técnica padronizada, como cortes, vistas explodidas, listas de materiais e especificações, o que reduz erros de fabricação (ZEHNER, 2011).

2.3. Projeto de Motores de Foguete

O projeto de motores de propelente sólido requer compreensão de seus componentes principais. A tubeira direciona e acelera os gases da combustão, sendo que sua geometria especialmente a garganta e a área de saída impacta significativamente o empuxo.

Para o projeto da tubeira sera adotado uma geometria cônica, afim de simplificar o processo de usinagem da mesma diminuindo seu custo final, para a mesma sera adotado um angulo de divergencia de 13° , por situar-se dentro desse intervalo como citado por MISHRA (2017, p.74) “[...] para bocais cônicos, já que um ângulo de divergência na faixa de 10° – 20° é utilizado em bocais de foguete”, a Figura 3 ilustra a referente citação.

FIGURA 3. Variação do Divergente Tubeira Cônica.



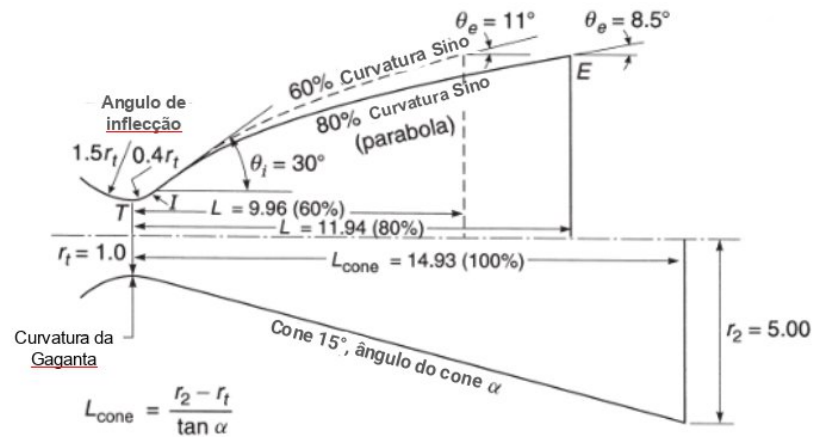
Fonte: Mishra (2017)

A tubeira é basicamente o coração do motor, o componente principal do conjunto e para ser projetada de maneira correta teve como base referências clássicas como *Rocket Propulsion Elements* (SUTTON, 2017), e *Fundamentals of Rocket Propulsion* (MISHRA, 2017) estes livros tem capitulos dedicados a tubeiras onde definem os parâmetros geométricos da tubeira.

É importante destacar que o diâmetro e as dimensões da tubeira devem ser adaptadas para o diâmetro interno do envelope, assim para se projetar uma tubeira considera-se como

base as medidas do envelope caso o mesmo seja um item comercial com dimensões já estabelecidas, durante esta fase o diagrama da Figura 4 serve de referência para o dimensionamento da tubeira.

FIGURA 4. Geometria de referência para a Tubeira



Fonte: Adaptado Sutton (2017)

Tubeiras cônicas, como mostrado na Figura 3, com seção convergente e divergente, permitem que os gases atinjam velocidades supersônicas. Como destaca Sutton (2016, p.19), “Na câmara de combustão, os propelentes reagem para formar gases quentes, que, por sua vez, são acelerados e ejetados a alta velocidade através de um bocal supersônico, imprimindo assim aceleração ao veículo”.

O envelope do motor constitui a estrutura externa que abriga o propelente, devendo suportar altas pressões e temperaturas. Utilizam-se materiais como aço-carbono, alumínio ou compósitos, enquanto em projetos de baixo custo empregam-se tubos de aço galvanizado, PVC reforçado ou peças impressas em 3D. Independentemente do material, é essencial que resista às pressões internas que podem exceder dezenas de atmosferas e isole termicamente a estrutura (PALMERIO, 2017).

2.4. Cálculos Teóricos de Desempenho

Os cálculos teóricos de desempenho são essenciais para prever o comportamento do motor-foguete antes da construção e dos testes práticos. Eles estimam parâmetros como empuxo, vazão mássica e variação de velocidade, com base na dinâmica dos gases e na teoria da propulsão química. A análise é dividida em três partes: desempenho da tubeira, que envolve o cálculo do empuxo e da vazão dos gases; desempenho do envelope, que determina o volume e a massa do propelente; e desempenho do foguete, que integra todos

os parâmetros para calcular a aceleração e a velocidade máxima. Esses cálculos fornecem a base teórica para otimizar o projeto e guiar os testes experimentais.

2.4.1 Desempenho Teórico da Tubeira

Os cálculos teóricos de desempenho permitem prever o comportamento do motor foguete antes da etapa de fabricação e dos testes de bancada. Essa análise tem como finalidade estimar o empuxo aproximado, a vazão mássica e a variação de velocidade do sistema, utilizando relações clássicas de dinâmica dos gases. As equações aplicadas derivam da teoria da propulsão química e estão consolidadas em manuais técnicos de referência, como à Equação 3 usada para calcular o empuxo ideal (NASA,2015):

Para aplicação da Equação 3, inicialmente se calcula a Área da garganta da tubeira A_t e em seguida a área da saída da tubeira A_e para o cálculo de ambas se usa a Equações 1 e 2 para calcular a Razão das Áreas.:

A Área da Garganta e da Saída é dado pelas seguinte Equação 1:

$$(A_e, A_t) = \frac{(\pi \cdot d_t^2)}{4} \quad (1)$$

Razão das Áreas Equação 2:

$$\varepsilon = \frac{A_t}{A_e} \quad (2)$$

O empuxo ideal é descrito pela Equação 3:

$$F = \dot{m}V_e + (p_e - p_a) A_e \quad (3)$$

Em que $\dot{m}$ representa a vazão mássica dos gases, V_e a velocidade de saída, p_e a pressão na saída, p_a a pressão ambiente e A_e a área de saída da tubeira (NASA,2015).

A vazão mássica, assumindo escoamento crítico na garganta, é expressa segundo a Equação 4:

$$\dot{m} = p_c A_t \sqrt{\frac{\gamma}{RT_0}} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (4)$$

Onde γ é a razão de calores específicos e R a constante dos gases (SEITZMAN, 2020).

Por conveniência, também se utiliza o coeficiente de empuxo (C_F), que relaciona o empuxo com a pressão de câmara e a área da garganta segundo a Equação 5:

$$F = p_c A_t C_F \quad (5)$$

O valor de C_F depende de γ , da razão de áreas ε e da razão de pressões $\frac{p_e}{p_c}$

Para motores experimentais, aplica-se um fator de eficiência de tubeira ($n_n \approx 0,8$), que corrige perdas aerodinâmicas e viscosas (SUTTON, 2017).

2.4.2 Desempenho Teórico do Foguete

O desempenho do foguete integra os resultados da tubeira e do envelope. A massa inicial do sistema m_i corresponde à estrutura somada ao propelente, enquanto a massa final é a estrutura vazia após a queima.

A aceleração instantânea do foguete é descrita pela Equação 6:

$$m(t) \cdot \dot{v}(t) = F(t) - m(t)g \quad (6)$$

Onde $F(t)$ é o empuxo em função do tempo e g é a aceleração da gravidade.

Em condições ideais, a variação máxima de velocidade pode ser estimada pela Equação 7 de Tsiolkovsky:

$$\Delta v = V_e \cdot \ln \left(\frac{m_i}{m_f} \right) = I_{sp} \cdot g_0 \cdot \ln \left(\frac{m_i}{m_f} \right) \quad (7)$$

Em que V_e é a velocidade efetiva dos gases, I_{sp} o impulso específico e g_0 a aceleração padrão da gravidade (SUTTON, 2017).

Para o cálculo do apogeu, integra-se numericamente a Equação 8 do movimento considerando o perfil de empuxo, o arrasto aerodinâmico:

$$D = \frac{1}{2} \rho \cdot C_D \cdot A_{ref} \cdot v^2 \quad (8)$$

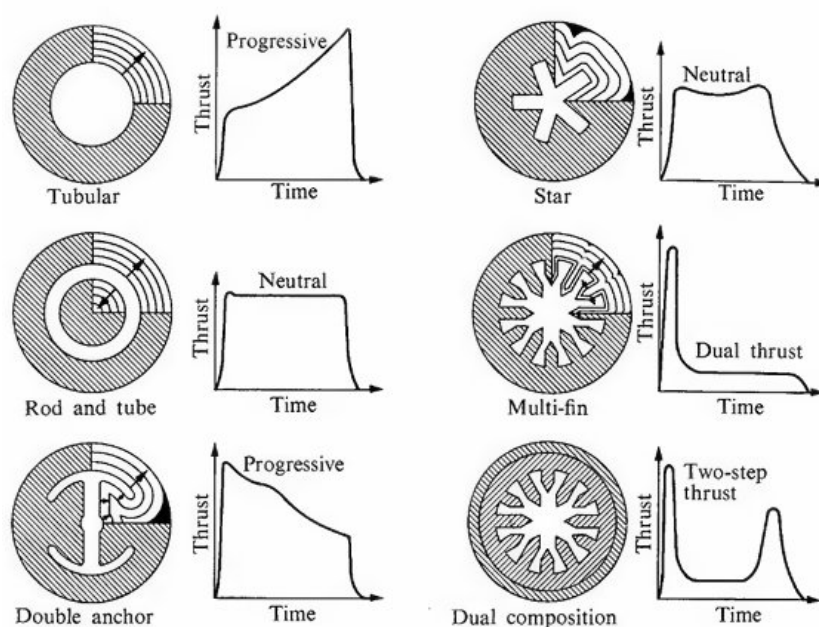
2.5. Fabricação Combustível Sólido

A fabricação do propelente sólido envolve a definição simultânea de dois aspectos fundamentais: a geometria do grão, responsável pelo comportamento balístico do motor, e a formulação química, que determina o potencial energético e as características de combustão. A combinação adequada desses fatores garante que o propelente apresente desempenho estável, reprodutível e adequado às condições operacionais do motor-foguete proposto.

2.5.1 Geometria do Grão de Propelente Sólido

A definição da geometria interna do grão de propelente exerce influência direta sobre o regime de queima e sobre a curva balística resultante, uma vez que diferentes formatos modificam a evolução da área superficial exposta à combustão. A Figura 5 ilustra diversas configurações usuais como grãos maciços, estrela, *finocyl*, multiport e tubular cada uma associada a comportamentos regressivos, neutros ou fortemente progressivos ao longo do tempo de queima.

FIGURA 5. Tipos de Geometria de Grão e curvas de Empuxo.



Fonte: Hill(1965)

Ao comparar essas geometrias, observa-se que algumas proporcionam curvas altamente progressivas (como *finocyl*), enquanto outras mantêm a área praticamente constante (caso do *star grain*) ou apresentam desempenho mais simples, porém menos eficiente (como o tubular não perfurado). Dentro desse espectro, o grão cilíndrico perfurado destaca-se por oferecer um balanço favorável entre simplicidade construtiva, estabilidade estrutural e previsibilidade balística, resultando geralmente em queima neutra a levemente progressiva.

Por essas razões, facilidade de fabricação, comportamento estável e adequação às condições experimentais do projeto essa foi a geometria selecionada para o presente estudo.

A figura 5 apresenta diversas geometrias de grãos empregadas em motores de propelente sólido, cada uma associada a um comportamento balístico específico em função da evolução da área de queima. Entre as configurações mostradas, observa-se que:

- Grão tubular (*tubular grain*): Possui área de queima distribuída ao longo de um único canal axial. Sua superfície interna cresce lentamente durante a combustão, produzindo uma curva progressiva moderada, sem picos bruscos de empuxo. É uma das geometrias mais simples e previsíveis.
- Grão estrela (*star grain*): Caracteriza-se por múltiplas arestas e reentrâncias que mantêm a área de queima praticamente constante por grande parte da combustão, resultando em uma curva neutra. Essa geometria é eficiente, porém mais difícil de fabricar com precisão em contextos experimentais.
- Grão *rod-and-tube*: Combina um núcleo interno e uma casca externa, mantendo a área de combustão aproximadamente constante, o que gera novamente uma queima neutra. Embora estável, exige maior cuidado estrutural e melhor controle dimensional.
- Grão *multi-fin*: Possui vários canais radiais, aumentando significativamente a área inicial de queima. O resultado é um perfil dual thrust, com empuxo inicial muito elevado seguido de queda acentuada. Essa geometria é adequada para motores que exigem impulso inicial forte, mas adiciona complexidade de manufatura e risco de fissuras.
- Grão *double anchor*: Apresenta múltiplas cavidades internas complexas, gerando forte progressividade, com alta taxa de aumento da área de combustão. Embora útil para grandes motores, é inadequado para fabricação artesanal devido à alta sensibilidade geométrica.
- Grão *dual composition*: Combina duas composições de propelente ou regiões com diferentes taxas de regressão, resultando em curva de dois estágios de empuxo (*two-step thrust*). Trata-se de uma solução avançada, porém complexa e pouco viável para motores experimentais de pequeno porte.

Comparativamente, o grão cilíndrico perfurado (tubular) apresenta as vantagens mais adequadas ao contexto experimental: uma curva de queima neutra a levemente progressiva, empuxo controlado, ausência de picos excessivos e simplicidade de fabricação. Sua geometria reduz riscos estruturais, facilita análises teóricas e permite repetibilidade confiável dos testes.

No projeto, o diâmetro do core foi definido segundo a prática usual, correspondendo a aproximadamente um terço do diâmetro externo do grão. Esse canal funciona como câmara inicial de ignição e determina o padrão de regressão interna, influenciando diretamente a área de queimadura ao longo do tempo (SUTTON, 2010). Conforme o canal se expande, a

área de queima cresce moderadamente, ocasionando leve progressividade, comportamento coerente com grãos dessa geometria.

2.5.2 Formulação Adotada do Propelente

A escolha da proporção de 65% em peso de nitrato de potássio (KNO_3) e 35% em peso de açúcar (sacarose, $\text{C}_{12}\text{H}_{22}\text{O}_{11}$) como propelente KNSu para motores de foguete amadores fundamenta-se em seu equilíbrio entre desempenho, segurança e acessibilidade, sendo amplamente documentada na literatura experimental. Esta composição específica é tradicionalmente utilizada em estudos de foguetes por grupos amadores, pois seus componentes são de fácil aquisição, os produtos de combustão são não tóxicos e o propelente pode produzir um impulso específico relativamente alto, superior ao da pólvora negra comumente usada em foguetes modelo (FOLTRAN 2015).

A justificativa para a adoção dessa formulação reside na sua eficiência estequiométrica, que promove uma combustão estável e previsível, além da possibilidade de fabricação por processos a frio (como prensagem mecânica), reduzindo os riscos associados ao aquecimento. O estudo de FOLTRAN et al. (2015) corrobora a viabilidade do método de fabricação a frio, demonstrando que a densidade e a taxa de queima do propelente podem ser controladas sistematicamente pela pressão de compactação, oferecendo parâmetros reproduzíveis para o projeto de motores experimentais.

Durante a combustão, grandes volumes de gases quentes são gerados e expelidos pela tubeira, produzindo empuxo. Mesmo com composição simples, o desempenho depende fortemente da geometria do grão, conforme discutido anteriormente (SUTTON, 2016).

A fabricação do KNSU requer rigorosos cuidados de segurança:

1. Moagem controlada dos ingredientes: Trituração individual do nitrato de potássio e do açúcar até obtenção de um pó fino, utilizando moinho com lâminas rotativas, por exemplo.
2. Homogeneização a seco: Mistura manual ou mecânica dos componentes em pó em proporção definida (ex: 65% KNO_3 / 35% açúcar) até se obter uma mistura uniforme.
3. Aquecimento abaixo da temperatura de ignição ($\sim 200^\circ\text{C}$): Aquecimento controlado da mistura em banho-maria ou chapa, sem exceder $\sim 200^\circ\text{C}$, até a fusão do açúcar e formação de uma massa plástica e homogênea.
4. Prensagem da massa ainda plástica em moldes adequados: Compactação da massa morna e maleável em um molde ou tubo de motor, utilizando uma prensa (hidráulica ou

manual) para dar formato e densidade ao grão propelente antes que ele resfrie e solidifique completamente.

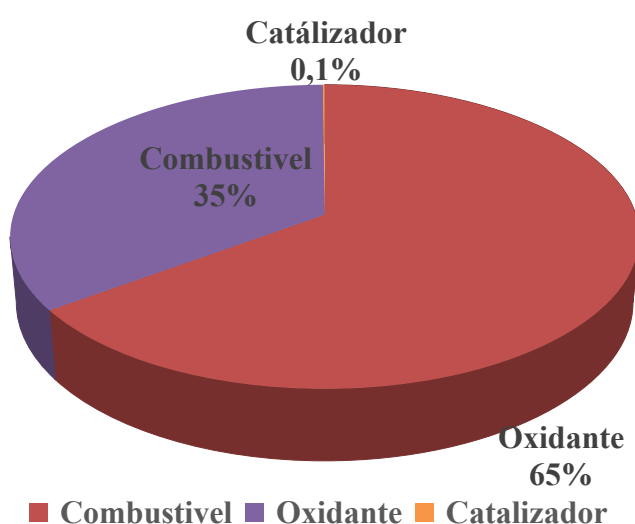
Todas as etapas devem ser conduzidas evitando fontes de ignição, contaminações, utilizando EPIs e mantendo ventilação exigida (SLEETER, 2004).

A formulação definida para este estudo foi KNSU (KNO_3 –sacarose) acrescido de 0,1% de óxido de ferro (Fe_2O_3) com a função de catalizador com a finalidade de acelerar a queima, com massa total nominal de 1 kg. A composição, equivalente à especificada no projeto, é:

- **65% Nitrato de Potássio (KNO_3):** Oxidante que fornece oxigênio para a combustão. Sua pureza influencia o rendimento energético teórico e a reprodutibilidade dos ensaios.
- **34,7% Sacarose:** Combustível e matriz sólida, responsável pela energia química e estrutura física do grão. Granulometria, umidade e pureza afetam a densidade e comportamento de decomposição térmica.
- **0,1% Óxido de Ferro (Fe_2O_3):** Aditivo catalisador que altera a cinética de reação e parâmetros térmicos, permitindo estudo detalhado dos efeitos catalíticos na combustão.

No Gráfico 1 temos uma representação visual destas proporções.

GRÁFICO 1 : Proporção Estequiometrica



Fonte: Autor (2025)

As proporções escolhidas buscam equilíbrio entre simplicidade, estabilidade e possibilidade de comparação com estudos existentes. A inclusão de apenas 0,1% de Fe_2O_3

possibilita observar efeitos catalíticos sutis, sem comprometer a integridade do grão ou alterar significativamente a taxa de regressão.

2.6. Materiais e Fabricação Aditiva (Impressão 3D)

A seleção de materiais prioriza o equilíbrio entre custo, disponibilidade e resistência estrutural, optando-se por componentes de baixo custo e fácil aquisição que não comprometam a segurança nem a capacidade de suportar esforços. Essa premissa é particularmente crítica para o motor, exposto a altas pressões e temperaturas durante a operação.

A estrutura aerodinâmica utiliza predominantemente PVC e PLA, materiais leves e de boa usinabilidade, adequados para a fabricação da ogiva, segmentos e aletas. A junção dos seguimentos é feita por parafusos, garantindo a rigidez estrutural necessária.

A manufatura aditiva, ou impressão 3D, foi selecionada para este projeto devido à sua capacidade de produzir rapidamente componentes personalizados com geometrias complexas a um custo reduzido. Esta tecnologia permite materializar com rapidez, economia e segurança modelos desenvolvidos em computador (VOLPATO, 2017). Esta característica é particularmente vantajosa para foguetes experimentais, onde modificações no projeto são frequentes.

A tecnologia permite utilizar materiais termoplásticos acessíveis como PLA, PETG e ABS, adequados para componentes estruturais não expostos a altas temperaturas. Embora estes polímeros apresentem limitações térmicas e mecânicas, são suficientes para partes como involucro, cone e aletas, desde que distantes da zona de combustão (OLIVEIRA, 2020). A escolha justifica-se pela combinação ideal de custo, personalização e velocidade de desenvolvimento para aplicações experimentais.

2.7. Integração do Motor à Estrutura do Foguete

A integração ou junção do motor à estrutura do foguete é uma etapa crítica para foguetes experimentais, pois envolve questões como resistência dos materiais, alinhamento e isolamento térmico. O motor deve ser firmemente acoplado à estrutura para resistir aos esforços gerados durante a queima do combustível, sem deixar folgas ou vibrações que interfiram na estabilidade do voo. A fixação do motor pode ser feita com suportes impressos em 3D, colares de madeira, parafusos ou sistemas de encaixe, desde que dimensionados para suportar tanto as cargas de tração quanto os picos de temperatura oriundos do envelope motor. É comum empregar isolantes térmicos entre o motor e a fuselagem (como manta

cerâmica) para evitar a transferência de calor à estrutura externa, especialmente se esta for composta por materiais termoplásticos, como PLA ou PVC (THOMSON, 1996).

Os ensaios de integração são importantes antes do voo, pois permitem verificar o alinhamento do empuxo com o centro de massa do foguete. A ausência de desalinhamentos é vital para evitar desvios na trajetória e possíveis falhas durante o voo. Um exemplo comum que pode acontecer são vibrações indesejadas no conjunto montado.

Quando um sistema, isto é, um elemento está vibrando, significa que o mesmo apresenta deformações e que sua condição é dinâmica, tal problema expõe o corpo a condições de tensões variáveis o que pode danificar a estrutura dele (THOMSON, 1996).

2.8. Simulações Estruturais com FEA (Análise por Elementos Finitos)

A Análise por Elementos Finitos (FEA – *Finite Element Analysis*) é uma ferramenta amplamente utilizada na engenharia para prever o comportamento de estruturas submetidas a cargas mecânicas, térmicas ou vibratórias (COOK 2002).

No campo aeroespacial, a FEA permite simular como os componentes de um foguete, como o envelope do motor, a tubeira e a estrutura do foguete reagem a esforços, pressões internas e variações de temperatura, fornecendo dados importantes sobre tensões, deformações e fatores de segurança (PALMERIO, 2017).

Entre os parâmetros mais importantes avaliados na análise estrutural estão a tensão máxima suportada pelo material, a deformação relativa (*Strain*) e a margem de segurança, que indica se um componente pode vir a falhar ou não. A interpretação correta desses dados permite a validação do componente analisado (COOK 2002).

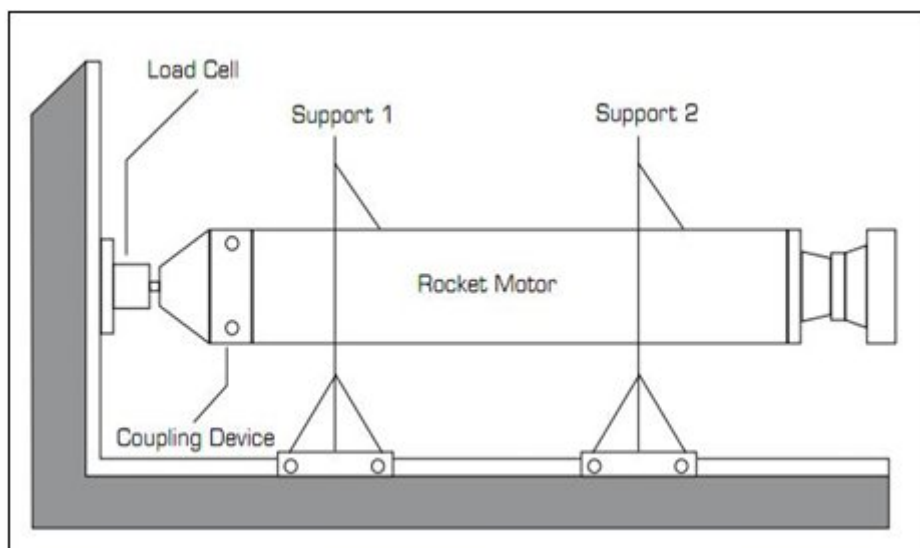
Para esta finalidade, o Fusion 360 foi selecionado por sua capacidade de executar simulações transientes e sua acessibilidade através de licença estudantil. O software permite modelar a resposta estrutural do envelope às condições dinâmicas de pressão, onde os resultados da tensão de von Mises são comparados continuamente com o limite de escoamento do material do envelope do motor. Esta capacidade de análise dinâmica, associada à acessibilidade educacional, justifica sua adoção para validação estrutural do projeto sob condições reais de operação. A interface amigável do Programa, aliada à precisão das simulações, o torna uma ferramenta acessível para estudantes e engenheiros (YOUNIS, 2023).

2.9. Testes de Bancada e Medição de Empuxo

Os ensaios em bancada são essenciais no desenvolvimento de motores de foguetes experimentais, pois possibilitam avaliar parâmetros fundamentais como o empuxo, o tempo de queima, a estabilidade da combustão e a resistência estrutural dos componentes.

Como apresentado na Figura 6, a bancada de ensaio deve ser projetada com célula de carga e apoios para a fixação do motor-foguete experimental, permitindo a medição direta do empuxo gerado durante o teste. Tais testes simulam, em ambiente controlado, as condições reais de funcionamento do motor, validando o desempenho do projeto antes do lançamento.

FIGURA 6. Arranjo típico de uma bancada de teste estático para motor-foguete de propulsante sólido.



Fonte: Muhammad (2023).

Para a medição do empuxo, emprega-se uma bancada equipada com célula de carga, que registra a massa deslocada pelo motor, convertendo-a posteriormente em força (N), uma vez que, por definição, 1 N corresponde à força que, aplicada a um corpo de massa 1 kg, imprime a este uma aceleração de 1 m/s^2 (NUSSENZVEIG, 2002).

Com os dados obtidos no teste de bancada é possível então elaborar um gráfico com a curva de empuxo ao longo do tempo, da qual se obtém informações como o impulso total, o impulso específico e a eficiência do propelente. O teste também possibilita identificar falhas de projeto, rupturas na estrutura, ignições instáveis ou comportamentos fora do esperado, os dados obtidos ajudam na otimização do design, a escolha adequada de materiais e o ajuste fino da composição do combustível (SUTTON, 2016).

A escolha do teste de bancada com célula de carga justifica-se pela necessidade de quantificar com precisão o empuxo gerado pelo motor em condições controladas.

3. DESENVOLVIMENTO DO TRABALHO

3.1. Projeto e Dimensionamento do Motor

O projeto e o dimensionamento do motor representaram a etapa inicial do desenvolvimento, responsável por converter os requisitos definidos em parâmetros técnicos e construtivos. Nessa fase foram estabelecidos os critérios de desempenho, como a massa total, a quantidade de propelente, o tempo de queima e o empuxo necessário para garantir a decolagem e o alcance do apogeu mínimo estipulado.

O processo iniciou-se pela definição dos requisitos de projeto, que serviram como base para todos os cálculos e decisões subsequentes. Em seguida, foram realizados os cálculos teóricos e a seleção da geometria do grão, de modo a compatibilizar o tempo de combustão e a pressão da câmara com a formulação de propelente escolhida. Por fim, foi desenvolvido o projeto detalhado da câmara e da tubeira, etapa na qual se utilizou o software CATIA V5 para a elaboração da modelagem tridimensional (3D) e dos desenhos técnicos em duas dimensões (2D). Essa abordagem possibilitou a visualização precisa da geometria do motor, a análise de compatibilidade entre os componentes e a geração de documentação técnica adequada para a fabricação e validação do protótipo.

3.1.1. Definição dos Requisitos

A Tabela 1 apresenta os requisitos básicos definidos para o projeto, servindo como referência durante todo o desenvolvimento deste projeto, onde parâmetros foram estabelecidos visando não só as normativas mais também limitações referentes a consolidação do projeto.

Esses critérios serviram de base para criação de um documento específico para este projeto, no documento denominado Especificação de Requisitos Técnicos do Foguete Experimental, fundamentado em regulamentos do LASC (*Latin American Space Challenge*), em normas internacionais para foguetes amadores elaboradas pela TRA (*Tripoli Rocketry Association*), NAR (*National Association of Rocketry*) e NFPA (*National Fire Protection Association*), bem como em diretrizes brasileiras de aviação e segurança estabelecidas pelo DECEA (Departamento de Controle do Espaço Aéreo), ANAC (Agência Nacional de Aviação Civil) e ABNT (Associação Brasileira de Normas Técnicas).

TABELA 1. Especificação de Requisitos Técnicos do Foguete Experimental.

ID	Descrição do Requisito (reduzida)	Justificativa (reduzida)	Critério de Aceitação	Origem
RQ-01	Estrutura leve para validação do voo	Materiais leves aumentam segurança e facilitam protótipos.	Estrutura feita com materiais leves.	LASC 2024
RQ-02	Uso de Manufatura Aditiva em partes não estruturais	Reduz custos e permite geometrias otimizadas.	Aletas/partes não estruturais em impressão 3D.	LASC 2024
RQ-03	Tubeira para baixa/média atmosfera	Mantém eficiência da expansão dos gases.	Razão de expansão adequada para 0–10 km.	LASC 2024
RQ-04	Alcançar apogeu médio de 3000 pés	Indicador de desempenho do foguete.	Atingir ≥ 3000 pés em simulação ou ensaio.	LASC 2024
RQ-05	Peso total $\leq 3,5$ kg	Massa menor melhora segurança e voo.	Peso carregado $\leq 3,5$ kg.	LASC 2024 (Adaptado)
RQ-06	Motor para até 1 kg de propelente	Permite ensaios variados e maior empuxo.	Câmara comporta 1 kg de propelente.	LASC 2024
RQ-07	Propelente simples e com reagentes legais	Reduz custo e facilita fabricação segura.	Formulação com reagentes acessíveis (ex.: KNO_3 + açúcar).	NBR 12188 + LASC
RQ-08	Empuxo $> 50\%$ do peso total	Garante decolagem estável e segura.	Relação $T/W \geq 1,5$.	LASC 2024
RQ-09	Ensaio estático em bancada	Aumenta confiabilidade antes do voo.	Ensaio medindo empuxo, pressão e queima.	LASC 2024
RQ-10	Materiais resistentes em motores longos	Evita falhas por alta pressão.	Câmara resiste à pressão de operação.	NBR 12188
RQ-11	Tempo de queima de 5–10 s	Faixa adequada para voo estável.	Queima entre 5 e 10 s.	LASC 2024

Fonte: Autor (2025)

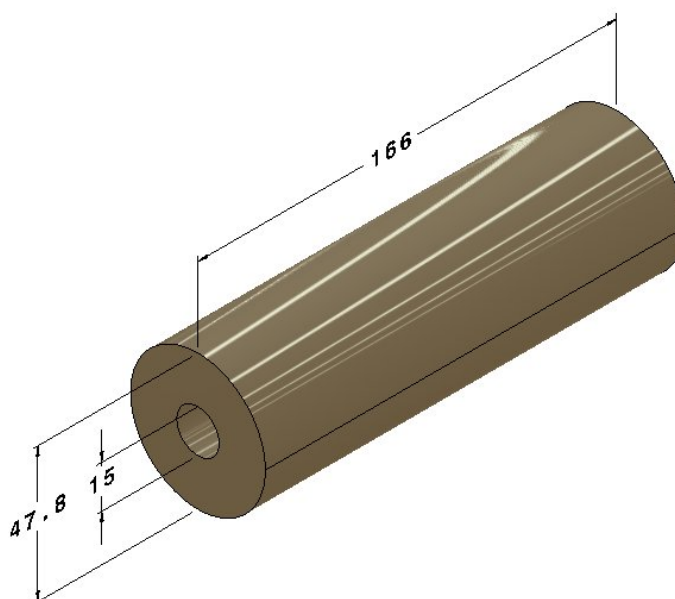
3.1.2. Definição da Geometria do Grão e Curva de Empuxo

Para o dimensionamento do grão, considerou-se o diâmetro interno do envelope, que para este projeto foi escolhido um item comercial com as seguintes descrição

- Unidades: 1
- Material: Inox 304 NORMA: ASTM A554 (Com Costura)
- Diâmetro externo: 2" (50,8mm)
- Diâmetro interno: 48,0mm
- Espessura da parede: 1,4mm
- Acabamento: Polido
- Comprimento: 0,5m | 50cm | 500mm
- Perfil: Tubo Redondo
- Peso teórico: 0,94kg

O grão foi projetado com diâmetro 47,8mm, 2 decimos menor no seu diâmetro externo em relação ao diâmetro interno do envelope, afim de se evitar montagem com interferência, como mostrado na Figura 7, o comprimento total do grão que faz referencia a parte útil do envelope foi dividido em três secções, assim para preencher o espaço vazio do motor são necessários 3 blocos de propelente com 166mm de comprimento cada com objetivo facilitar a fabricação.

FIGURA 7. Projeto da Geometria do Grão seccionado.



Para a previsão da curva de empuxo e da taxa de regressão do combustível, utilizou-se o *software OpenMotor*, destinado à análise e ao projeto de motores-foguete de propelente sólido. A ferramenta permite simular o desempenho do motor com segurança antes da fabricação física, auxiliando no atendimento a requisitos de projeto.

TABELA 2 – Parâmetros geométricos do grão propelente

Parâmetros	Valor	Unidade
Diâmetro externo do grão.	46,8	mm
Diâmetro do núcleo (core)	15,0	mm
Comprimento total do grão	480	mm
Número de grãos	3	-
Comprimento de cada unidade de grão.	166	mm

Fonte: Autor (2025)

Os parâmetros geométricos definidos na Tabela 2 foram inseridos no *software OpenMotor* para configurar a simulação do grão cilíndrico perfurado. A Figura 10 ilustra o corte simplificado do grão gerado a partir desses dados.

O desempenho teórico do motor-foguete foi calculado com base nos parâmetros geométricos do grão propelente. Considerando a densidade do propelente KNSU de 1800 kg/m³ e parâmetros de queima característicos deste combustível, obtiveram-se os seguintes resultados teóricos:

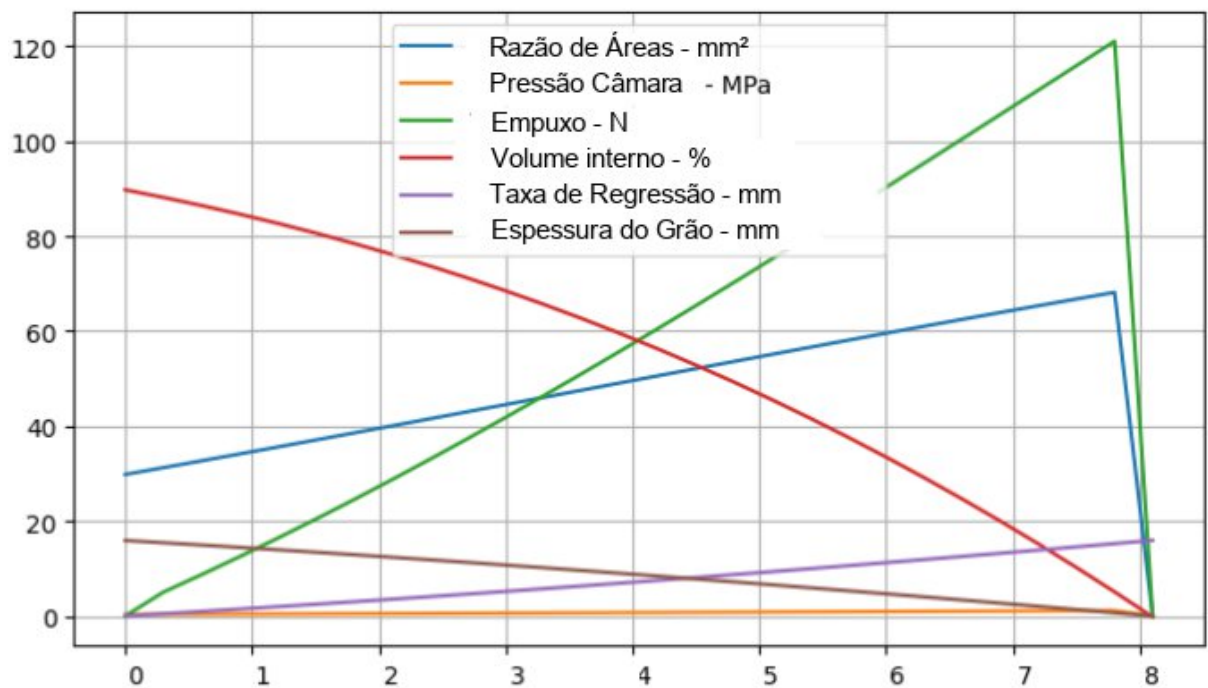
FIGURA 8. Corte simplificado de Grão Cilíndrico.



Fonte: Autor (2025)

A simulação realizada no *OpenMotor* gerou o gráfico da Figura 9, onde é possível observar resultados relevantes sobre o desempenho do motor.

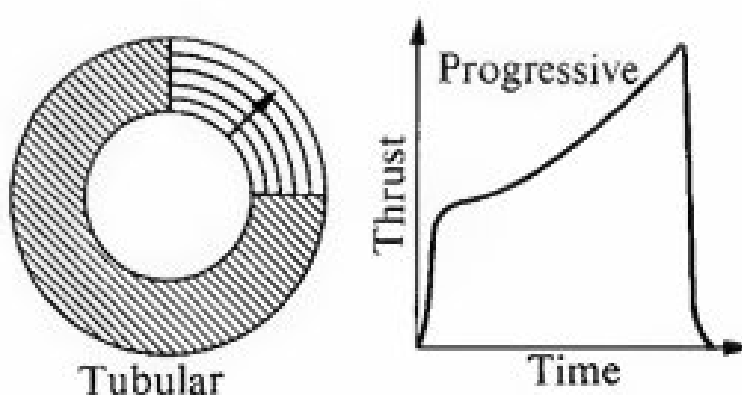
FIGURA 9. Simulação no *OpenMotor*: curva de empuxo e parâmetros de queima.



Fonte: Autor (2025)

A curva de empuxo, representada em verde no gráfico de simulação do OpenMotor Figura 9, apresenta um perfil predominantemente neutro, evidenciando leve progressividade nas fases finais da queima. Este comportamento é coerente com a geometria tubular-progressiva da Figura 10, adotada para o grão, confirmando a transição esperada do regime de queima. Além disso, destacam-se a evolução da pressão na câmara, a regressão do grão e a fração volumétrica queimada, parâmetros que permitem avaliar a estabilidade da combustão.

FIGURA 10 . Curva de Empuxo do Grão Tubular.



Fonte: Hill(1965)

O tempo total de queima, por sua vez, manteve-se entre 5 e 10 segundos, atendendo integralmente ao requisito especificado no RQ-11, o que confirma a adequação da geometria adotada para o motor.

No gráfico apresentado, os valores ao longo da base correspondem exclusivamente ao eixo do tempo, expresso em segundos, servindo como referência comum para todas as grandezas avaliadas. Já os valores indicados no eixo vertical não possuem uma unidade única, pois cada curva exibida representa uma variável distinta, cada qual com sua própria unidade de medida.

Dessa forma, a interpretação correta deve considerar a legenda: cada grandeza como razão de áreas, pressão de câmara, empuxo, volume interno, taxa de regressão e espessura do grão deve ser analisada de acordo com sua respectiva unidade definida na legenda, e não pelos números absolutos da ordenada. Isso permite a visualização simultânea de múltiplos parâmetros ao longo do tempo em um único gráfico comparativo.

TABELA 3. Tabela de Gestão de Riscos.

Tempo	Razão de Áreas (mm²)	Pressão Câmara (MPa)	Empuxo (N)	Volume Interno (%)	Taxa de Regressão (mm)	Espessura do Gão (mm)
0	30	0	0	90	0	16
2	38	0,95	35	75	4	12
4	47	1,7	60	58	8	8
6	55	2,38	90	35	12	4
8	63	3,15	120	0	16	0
	Média 46,6		Média 61			

Fonte: Autor (2025)

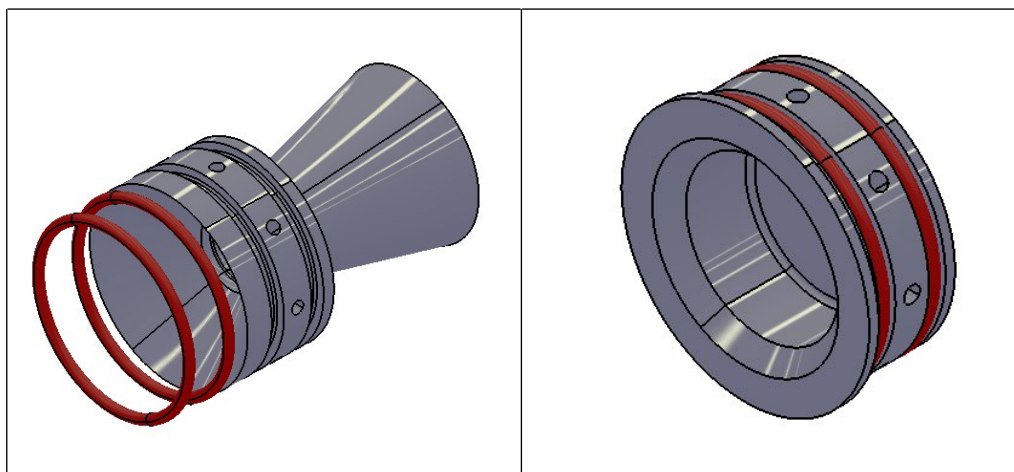
Com o objetivo de deixar os dados mais claros, foi plotada a Tabela 3 no programa Excel, nela é possível ver que o motor apresentou impulso médio de 46,6 Ns, classificando-se aproximadamente como um motor da classe F, segundo a nomenclatura da NAR (*National Association of Rocketry*). O tempo de queima foi de 8 s, caracterizando-o como um motor de queima rápida, adequado para foguetes experimentais de pequeno porte.

O empuxo máximo foi de aproximadamente 120 N, atingido próximo ao final da queima, enquanto o empuxo médio se manteve em torno de 67 N. A pressão média na câmara foi de 1,636 MPa, com pico de 3,15 MPa. Esses valores indicam que o regime de combustão se manteve estável, sem oscilações abruptas, o que sugere boa confiabilidade operacional do motor.

O impulso específico entregue (Isp) foi de 8s, valor inferior ao de propelentes comerciais à base de AP/HTPB (200–250 s), mas coerente com misturas de nitrato de potássio e açúcar (KNSU), amplamente utilizadas em aplicações acadêmicas e amadoras. Esse resultado reforça que o desempenho obtido se encontra dentro da faixa esperada para a formulação considerada.

3.1.3. Seleção de Materiais e Controle de Peso

No motor, empregou-se vedação frontal confeccionada em Aço 1045 contendo dois (*O-Rings*), e na tubeira também são utilizados 2 anis (*O-Rings*) de vedação para garantir que não aja vazamento de gases sob pressão como mostrado na Figura 11.

FIGURA 11 . Montagem dos anéis de Vedação

Fonte: Autor (2025)

A tubeira e a vedação frontal são fabricadas em Aço 1045, enquanto o envelope utiliza Aço Inoxidável, selecionado por sua resistência à corrosão que poderia ser iniciada por resquícios do oxidante a base de Nitrato de Potássio presente no propelente e às elevadas temperaturas. Os prendedores do motor no caso os parafusos de fixação do mesmo, foram escolhidos de maneira a assegurar que o material fosse o mesmo do envelope com a finalidade de evitar oxidação galvânica, garantindo durabilidade.

Durante a fase de projeto, o *software* CATIA V5 foi utilizado para modelar todos os componentes do foguete e do motor. Através da atribuição das densidades dos materiais a cada peça, o software realiza o cálculo automático das respectivas massas. Esta abordagem permite um controle preciso da massa total do conjunto, assegurando o atendimento ao requisito RQ-05, que estabelece um peso máximo de 3,5 kg para o foguete.

Os dados resultantes foram colocados em uma planilha Excel organizada conforme a arquitetura do foguete como mostrado na tabela 4, separando os componentes por sistemas e registrando informações como número da peça, descrição, quantidade, massa individual e material.

TABELA 4. Tabela de Gestão de Peso e Material.

ATHON-LM8 - [CÓDIGO DE SEÇÃO] - [NÚMERO]				
ESTRUTURA EXTERNA				
COMPONENTE	DESCRIÇÃO	QTD	MASSA (KG)	MATERIAL
ATHON-LM8-OG-01	Ogiva	1	0,051	PLA
ATHON-LM8-SG1-01	Segmento 1	1	0,330	PVC
ATHON-LM8-AD-01	Anel de divisão de segmento	1	0,028	PLA
ATHON-LM8-SG2-01	Segmento 2	1	0,291	PVC
ATHON-LM8-AL-01	Conjunto de aletas	1	0,104	PLA
ATHON-LM8-RT-01	Revestimento da tubeira	1	0,017	PLA
ESTRUTURA INTERNA (MOTOR NO SEGMENTO 2)				
COMPONENTE	DESCRIÇÃO	QTD	MASSA (KG)	MATERIAL
ATHON-LM8-ME-01	Envelope do motor	1	0,911	AÇO INOX
ATHON-LM8-MC-01	Anel centralizador frontal	1	0,017	PLA
ATHON-LM8-MC-02	Anel centralizador traseiro	1	0,016	PLA
ATHON-LM8-TC-02	Tubeira Cônica 13°	1	0,155	AÇO INOX
ATHON-LM8-PB-01	Bloco de propelente sólido posição frontal	1	0,33	KNSU
ATHON-LM8-PB-02	Bloco de propelente sólido posição intermediária	1	0,33	KNSU
ATHON-LM8-PB-03	Bloco de propelente sólido posição traseira	1	0,33	KNSU
		13	2,910	

Fonte: Autor (2025)

A planilha inclui fórmulas de soma automática para calcular a massa total por subsistema e do conjunto completo, permitindo verificar rapidamente o impacto de alterações de projeto no peso total. Essa abordagem assegura que o foguete permaneça dentro do limite estabelecido, facilitando o acompanhamento contínuo de massa ao longo do desenvolvimento.

3.2. Modelagem CAD e Preparação para Fabricação

Na etapa de Modelagem CAD e Preparação para Fabricação utilizou-se o software CATIA V5, ferramenta consolidada para o desenvolvimento de modelos tridimensionais (3D) e detalhamento bidimensional (2D). Essa escolha permitiu representar com precisão

os componentes do motor e da estrutura do foguete, além de gerar os desenhos técnicos necessários para a fabricação do motor e da estrutura do foguete.

A nomenclatura adotada na Tabela 4 nos desenhos seguiu o seguinte padrão, ATHON-LM8 - [CÓDIGO DE SEÇÃO] - [NÚMERO], sendo ATHON - LM8 o nome do foguete, [CÓDIGO DE SEÇÃO] este código é definido pelas iniciais do componente por exemplo: Ogiva (OG). Já o [NÚMERO] é definido pela quantidade de vezes que um componente se repete no projeto.

A finalidade do uso desta estrutura de nomenclatura no projeto é garantir a rastreabilidade e organização dos componentes.

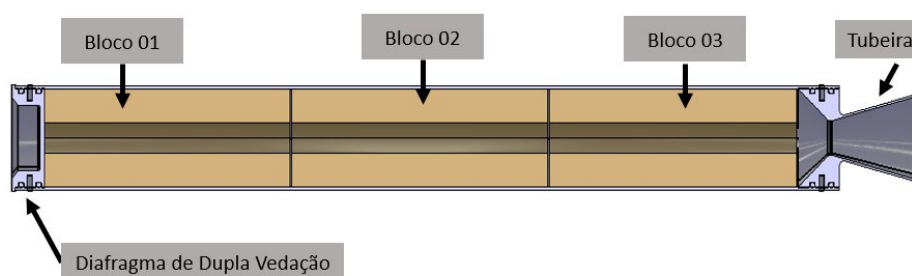
3.2.1. Modelagem do Conjunto Motor

O ponto de partida para a modelagem do conjunto motor foi o envelope cilíndrico em aço inoxidável AISI 304, adquirido comercialmente, com 500 mm de comprimento, 50,8, como demonstrado anteriormente no sub tópico 3.1.2 . A geometria do envelope define as dimensões principais do motor, servindo como restrição para a adaptação dos demais componentes.

A vedação frontal utilizada uma bolacha de vedação em aço 1020, responsável por suportar esforços estruturais internos e garantir estanqueidade durante a queima do propelente, a bolacha foi projetada com a finalidade de garantir dupla vedação da parte frontal do motor garantindo que os gases quentes do motor não vazem para estrutura do foguete, logo no projeto da bolacha de dupla vedação foi feito 2 canais para anéis de vedação de borracha (*O-Rings*).

O motor projetado no *software* CATIA V5 ao final da fase de projeto ficou com as seguintes características como ilustrado na Figura 12.

FIGURA 12. Componentes do motor.



3.2.2. Modelagem da Estrutura do Foguete

O projeto da estrutura do foguete tem como finalidade a validação do voo e a intercambialidade do motor. Embora o foco principal seja o motor, a modelagem da estrutura assegura a integração do conjunto.

A estrutura é composta por dois segmentos tubulares em PVC branco, cada um com 600 mm de comprimento, 70 mm de diâmetro externo e 1,5 mm de espessura.

As aletas são confeccionadas em placa plástica, com perfil aerodinâmico triangular, geometria de face trapezoidal e ângulo de 45° em relação ao corpo.

A ogiva possui 200 mm de comprimento e 70 mm de diâmetro, adotando perfil parabólico, que oferece menor arrasto em voo subsônico.

Para garantir o correto alinhamento do motor dentro da estrutura, são utilizados dois anéis de fixação, um com a função de centralizar e outro dar batente ao motor, ambos com diâmetro interno igual ao diâmetro externo do motor e diâmetro externo compatível com o diâmetro interno do tubo de PVC.

A estrutura do Foguete também projetada no *software* CATIA V5 ao final da fase de projeto ficou com as seguintes características como ilustrado na Figura 13.

FIGURA 13. Estrutura do Foguete.



Fonte: Autor (2025)

3.3. Fabricação dos Componentes

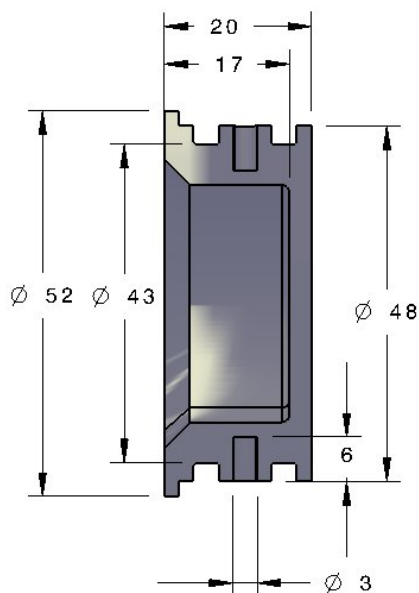
A fabricação dos componentes do motor segue processos distintos conforme a função estrutural e o material empregado. Para peças submetidas a altas pressões internas e elevadas temperaturas, opta-se por ligas metálicas de maior resistência mecânica. Já para elementos auxiliares e não estruturais, utiliza-se a impressão 3D, que oferece flexibilidade no desenvolvimento e baixo custo.

3.3.1. Usinagem do diafragma de dupla vedação e da Tubeira

A vedação da parte frontal do motor foi feita por um componente chamado de Diafragma de dupla vedação, como mostrada na Figura 41, componente este usinado em

aço carbono 1045, material escolhido por apresentar boa usinabilidade, resistência mecânica suficiente e disponibilidade comercial.

FIGURA 14. Vista de corte Diafragma de Dupla Vedação.



Fonte: Autor (2025)

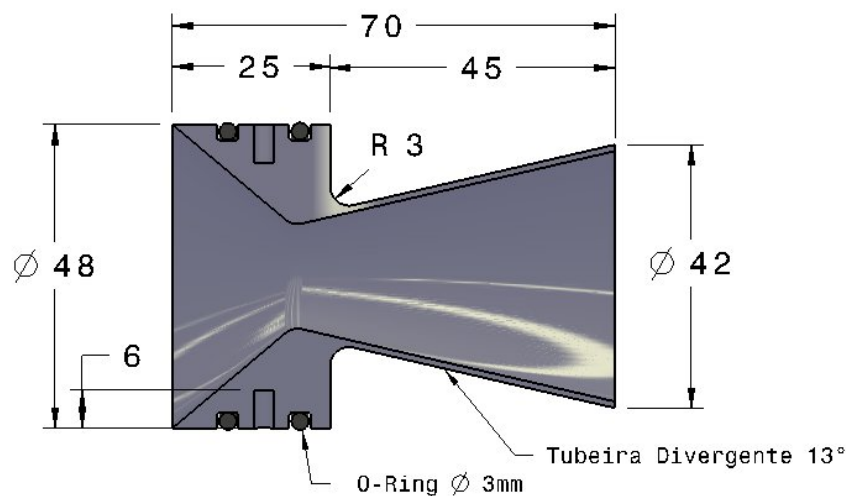
Esse componente contém dois canais para o alojamento de dois anéis de vedação de borracha que atuam como elementos de contenção dos gases de combustão. Esta geometria de dupla vedação assegura maior estanquidade, evitando vazamentos durante a queima, o diafragma também permite a fixação do propelente dentro do envelope.

A tubeira, localizada na extremidade oposta do motor, foi fabricada em aço carbono 1045. Esse material, embora não apresente a mesma resistência térmica de ligas refratárias, é suficiente para motores de pequeno porte. A geometria da tubeira segue perfil cônico com divergente de 13° , conforme referência clássica de Sutton (2017).

A tubeira como mostrado na Figura 15 foi projetada para maximizar a expansão dos gases e otimizar o Empuxo, seu processo de fabricação é realizado em torno mecânico, contemplando operações de torneamento, furação e acabamento superficial.

O divergente cônico de 13° foi adotado por situar-se dentro do range clássico de 12° a 18° utilizado em motores-foguete históricos, equilibrando simplicidade construtiva e bom desempenho aerotermodinâmico.

FIGURA 15. Vista de corte Tubeira cônica 13°.



Fonte: Autor (2025)

Diferente do diafragma, a tubeira exigiu um processo de usinagem mais elaborado devido à sua geometria interna complexa e ao ângulo de divergente de 13°, que torna a usinagem um pouco mais complexa, porém a tubeira partilha com o diafragma uma característica em comum: os duplos canais para anéis de dupla vedação. As operações de usinagem da tubeira contemplaram:

- Torneamento externo do corpo,
- Usinagem interna por mandrilhamento para formar a garganta e o divergente,
- Desbaste cuidadoso do contorno interno para evitar vibrações e conformidade dimensional, e uso de limas para o raio interno.
- Acabamento na superfície interna para reduzir perdas e melhorar o escoamento.

3.3.2 Fabricação de Componentes via Impressão 3D

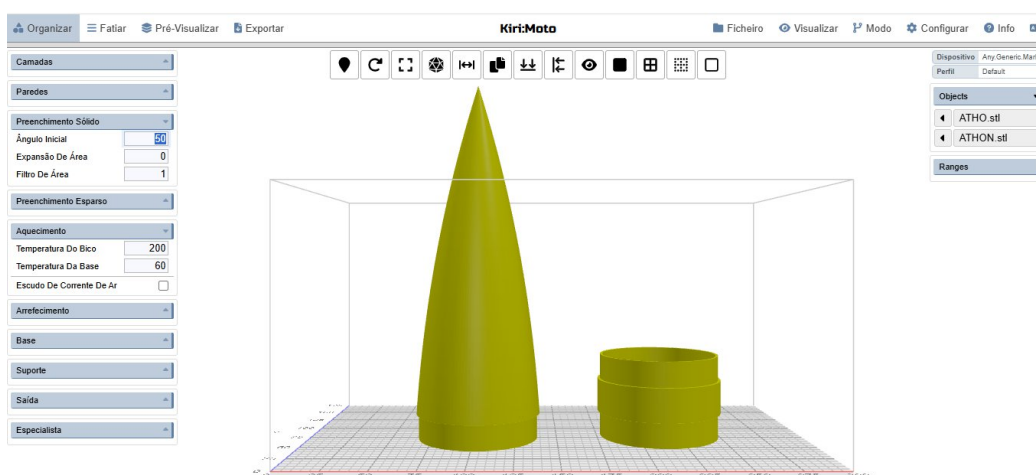
A manufatura aditiva foi aplicada exclusivamente na produção de componentes auxiliares, confeccionados em PLA (Ácido Polilático). Esse termoplástico foi escolhido por apresentar boa estabilidade dimensional, baixo custo e facilidade de processamento em equipamentos de deposição de filamento fundido (FDM – *Fused Deposition Modeling*).

O processo de impressão das peças foi realizado em uma impressora (*Creality Ender-3 V3 SE Impressora 3D Sprite Extrusão Direta 250 mm/s*) e foi seguida a técnica convencional da FDM. Onde o filamento de PLA é alimentado por um extrusor aquecido, que funde o material a uma temperatura típica entre 190 °C e 220 °C. A deposição ocorre

camada por camada sobre a mesa de impressão aquecida, geralmente mantida entre 50 °C e 60°C, garantindo a adesão inicial e reduzindo riscos de empenamento.

O fatiamento digital das geometrias foi realizado em programa específico de fatiamento de código aberto (KIRI:MOTOR), no qual se definiram parâmetros como espessura de camada (0,2 mm em média) e densidade de preenchimento de 30% para componentes não estruturais e 50% para componentes que venham exercer função estrutural no foguete como mostrado na Figura 16.

FIGURA 16. Fatiamento



Fonte: Autor (2025)

Os elementos fabricados incluem:

1. 2 anéis centralizadores, destinados a alinhar o corpo do motor no interior do tubo externo;
2. Anel de divisão de segmento, projetado para permitir a interface mecânica entre diferentes seções do foguete, função estrutural;
3. Ogiva, impressa com perfil parabólico com finalidade aerodinâmica;
4. Conjunto de 4 aletas, desenvolvido como protótipo para análise geométrica testes de montagem e voo.
5. Carenagem de proteção para a tubeira, afim de evitar exposição da tubeira a rajadas de vento na parte externa da tubeira.

O uso desse processo possibilitou reduzir o tempo de fabricação, e produzir peças com boa precisão geométrica e facilitar ajustes de projeto com maior rapidez. Embora as propriedades mecânicas do PLA não permitam sua aplicação em componentes sujeitos a altas temperaturas ou pressões, o material atende plenamente aos requisitos dos elementos

auxiliares, contribuindo para a validação estrutural e aerodinâmica do conjunto minimizando o custo final.

3.4. Produção, Envasamento e Caracterização do Combustível KNSU

O Sub tópico aborda a composição, fabricação e envasamento do propelente sólido KNSU, com foco na caracterização acadêmica e experimental do sistema. Inicialmente, são descritos os ingredientes e suas funções, o nitrato de potássio como oxidante, sacarose como combustível e matriz do grão, e óxido de cobre como aditivo catalítico, destacando seu papel na energia liberada, na homogeneidade da mistura e nas propriedades cinéticas da combustão.

Em seguida, apresenta-se o processo de produção e envasamento, enfatizando a metodologia utilizada para garantir a geometria cilíndrica do grão e a uniformidade da massa, aspectos essenciais para o desempenho e a curva de empuxo do propelente. A seção também destaca a importância da segurança, incluindo a identificação de riscos, medidas preventivas e procedimentos de emergência, garantindo que todas as etapas sejam realizadas de forma controlada e segura.

3.4.1 Processo de Fabricação e Envasamento do Propelente

A Produção do propelente é tratada com foco procedimentos operacionais. Afim de demonstrar por meio de um Fluxograma as fases de preparação e envasamento do bloco de propelente sólido.

Nesta etapa foi utilizado um (molde externo impresso em PLA de ($\varnothing$ int. 47,8 mm, h 166 mm; mandril alumínio $\varnothing$ 15 mm) afim de garantir a geometria do grão cilíndrico perfurado (*cylindrical core grain*).

A segurança no processo é muito importante para isto é extremamente necessário ter um plano de gestão de riscos como demonstrado na Tabela 5.

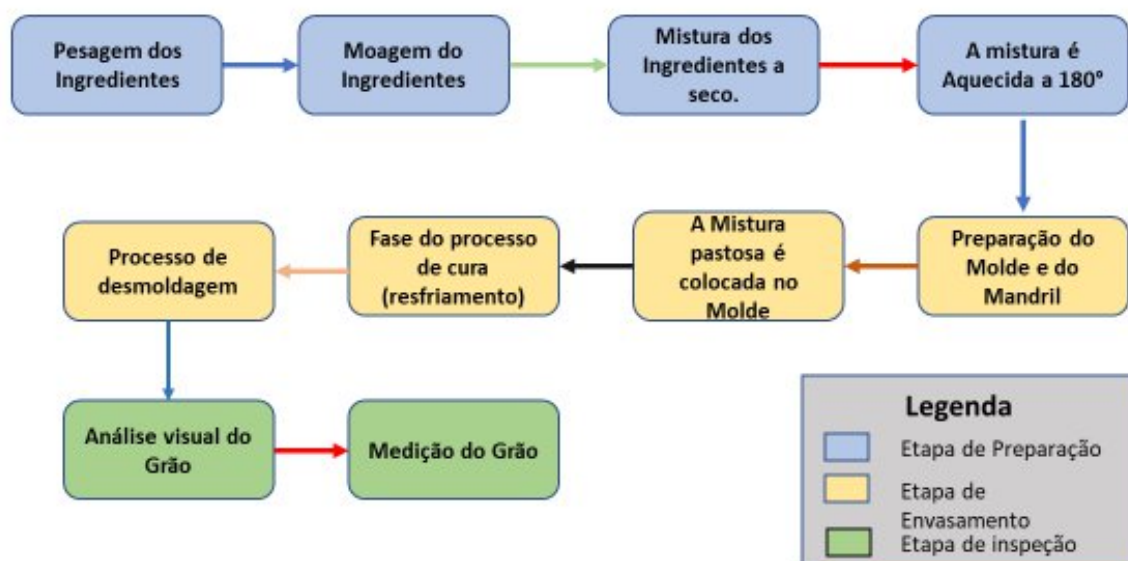
TABELA 5. Tabela de Gestão de Riscos.

Categoria	Descrição
Principais Riscos:	- Explosão ou ignição acidental. - Inalação de poeira/gases. - Cortes, queimaduras ou ferimentos. - Incêndio. - Contaminação ambiental.
Medidas de Prevenção:	- Uso de EPIs: luvas, óculos, avental, máscara. - Área ventilada ou ao ar livre. - Armazenamento seguro e separado dos reagentes. - Evitar chamas, faíscas e eletricidade estática. - Manter extintores adequados próximos como de classe A (Água Pressurizada).
Procedimentos de Emergência:	- Evacuação e contato de emergência. - Uso correto de extintores. - Primeiros socorros básicos.

Fonte: Autor (2025)

O processo de produção e envasamento dos blocos de propelente está detalhado no fluxograma da Figura 17. Nele, é possível identificar as principais etapas: inicialmente, ocorre a pesagem dos componentes em balanças de precisão. Em seguida, os ingredientes passam pela moagem, com o objetivo de reduzir a área de contato entre as partículas e obter uma mistura mais homogênea.

FIGURA 17. Processo de Produção e Envasamento do Propelente Sólido.



Fonte: Autor (2025)

Esses ingredientes da Figura 18, é comercialização livre, sem necessidade de autorização específica para sua compra. São vendidos em lojas de jardinagem (nitrato), supermercados (açúcar) e lojas de produtos químicos ou artísticos (óxido de ferro). Apesar disso, seu uso em conjunto para fins como propulsão requer conhecimento técnico e responsabilidade.

FIGURA 18. Ingredientes Utilizados na Produção do Propelente Sólido

		
Nitrato de Potássio	Açúcar Refinado	Óxido De Ferro Castanho

Fonte: Autor (2025)

FIGURA 19. Ingredientes Utilizados na Produção do Propelente Sólido

		
Nitrato de Potássio 650 Gramas (65%)	Açúcar Refinado 350 Gramas (34,9%)	Óxido De Ferro Castanho 0,3 Gramas (0,1%)

Fonte: Autor (2025)

A primeira etapa da produção do propelente sólido consiste na pesagem dos reagentes químicos. Essa etapa está ilustrada na Figura 19, que mostra a pesagem dos ingredientes necessários para a produção de 1 kg de propelente sólido, seguindo a proporção estequiométrica de 65% de nitrato de potássio, aproximadamente 34,9% de açúcar e 0,03% de óxido de ferro.

Em seguida, os reagentes foram moídos separadamente em um moedor elétrico, com o objetivo de reduzir a granulometria, o que aumenta a área de contato entre eles. Após essa etapa, todos os componentes foram colocados em um recipiente fechado e agitados

mecanicamente por 3 minutos, a fim de garantir a homogeneidade da mistura, conforme ilustrado na Figura 20.

Uma observação importante é que, embora o óxido de ferro tenha sido adicionado em quantidade reduzida, sua coloração se destaca na mistura final, o que permite uma inspeção visual eficaz da uniformidade da composição.

FIGURA 20. Ingredientes do Propelente Sólido após a Mistura.



Fonte: Autor (2025)

Após a moagem, os componentes são submetidos à mistura, como mostra a figura 21 sendo colocados em um recipiente fechado e agitados por aproximadamente um minuto para garantir a uniformidade da composição.

FIGURA 21. Mistura dos Ingredientes do Propelente.



Fonte: Autor (2025)

Na etapa seguinte, a mistura é aquecida em uma panela aquecida por indução sem chama como mostrado na Figura 22, a panela tem um controle de temperatura de fácil ajuste o que possibilita um controle da temperatura durante o processo, promovendo seu derretimento e formando uma massa pastosa.

FIGURA 22. Panela de indução.



Fonte: Autor (2025)

A próxima etapa damos o formato ao Grão com uso de um molde e um mandril como mostrado na figura 23, de alumínio de 15 mm utilizado para fazer o *core* a forma cilíndrica no interior do propelente.

FIGURA 23. Molde e Mandril de Alumínio.



Fonte: Autor (2025)

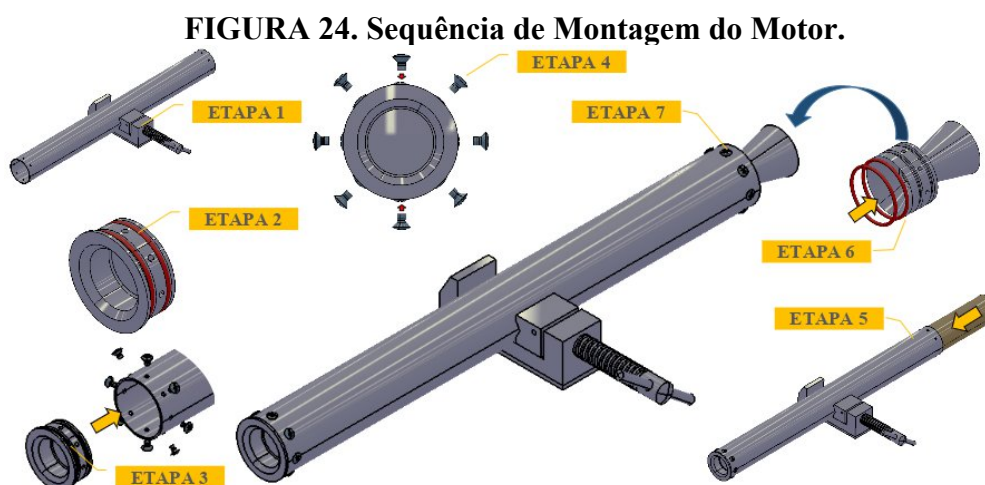
3.5. Montagem e Integração do Motor

A montagem e a correta integração do motor propulsor é uma fase crítica no processo de fabricação do foguete, demandando atenção, controle de procedimentos e a correta aplicação de apertos nos parafusos para garantir a integridade estrutural e a estanqueidade do conjunto sob condições operacionais extremas de muito calor e pressão.

3.5.1. Procedimento de Montagem do Motor

A sequência de montagem do motor de propelente sólido é conduzida de forma controlada para garantir alinhamento dimensional, estanqueidade e integridade estrutural do conjunto.

A Figura 24, apresenta visualmente toda a sequência detalhada de montagem, ilustrando cada etapa do processo.



Fonte: Autor (2025)

Na Etapa 1, o envelope cilíndrico de aço inox é firmemente fixado em uma bancada estática por meio de uma morsa, assegurando imobilização adequada durante as operações subsequentes e evitando deslocamentos que possam comprometer o alinhamento dos componentes.

Na Etapa 2, procede-se à preparação do diafragma de vedação, no qual são instalados os anéis *o-ring* correspondentes às sedes de vedação. Tanto a tubeira quanto o diafragma de vedação recebem anéis de vedação (*O-rings*) de borracha sintética, tipicamente de nitrila (NBR) devido à sua resistência a hidrocarbonetos e temperaturas elevadas. Estes anéis são instalados em dois sulcos projetados para com esta finalidade tendo como referência no

Manual de *O'ring* (Catálogo 5700 BR, Maio 1997). Os dois anéis de vedação atuam como barreiras selantes primária e secundária dos gases quentes oriundos da queima do propelente sólido. A compressão axial gerada pelo aperto dos parafusos deforma ligeiramente os anéis de vedação, preenchendo perfeitamente as micro imperfeições das superfícies e criando uma vedação positiva contra a passagem de gases quentes e de alta pressão gerados durante a combustão.

Na Etapa 3, o diafragma de vedação é indexado à parte frontal do envelope, sendo posicionado de modo a coincidir com os furos passantes e a superfície de assentamento, assegurando concentricidade entre o diafragma e o corpo do motor.

Na Etapa 4, realiza-se o aperto alternado (ou cruzado) dos parafusos do diafragma. Essa técnica é empregada para distribuir uniformemente a carga mecânica sobre a flange, minimizando tensões localizadas e evitando distorções ou desalinhamentos que possam comprometer a vedação ou induzir vazamentos sob pressão.

Na Etapa 5, os blocos seccionados de propelente são cuidadosamente inseridos dentro do envelope, respeitando folgas internas de projeto e garantindo que o grão permaneça alinhado ao longo do eixo central do motor.

Em seguida, na Etapa 6, a tubeira é posicionada na extremidade traseira do envelope, acoplando-se à superfície de flange e aos sistemas de vedação previamente preparados.

Finalmente, na Etapa 7, os parafusos da tubeira são apertados também de forma cruzada ou alternada, empregando o mesmo princípio da etapa frontal: assegurar distribuição homogênea das tensões, garantir estanqueidade e preservar o alinhamento da tubeira com a câmara de combustão. A interface entre a tubeira e o envelope também apresenta um sistema de dupla vedação com dois *O-rings* de nitrila, instalados em sulcos dedicados.

Esta vedação é crítica para conter os fluxos expansivos dos gases liberados pelo propelente e direcioná-lo eficientemente através da garganta da tubeira, maximizando o impulso gerado, sem vazamentos.

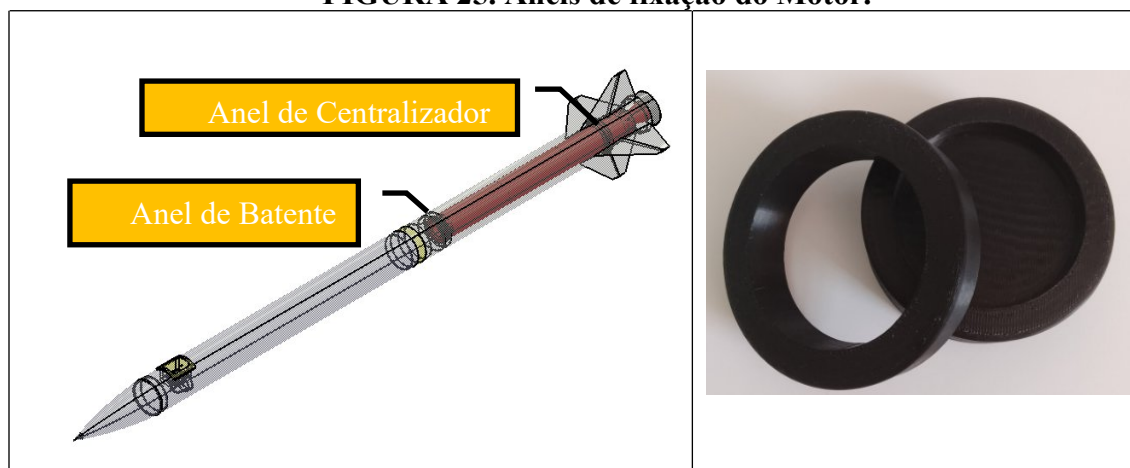
3.5.2. Integração do Motor no Corpo do Foguete

Uma vez concluída a montagem e após ser submetido o motor a testes de verificação de estanqueidade (como o teste de pressão com gás inerte ou pressurização em tanque submerso de água), o motor é integrado na célula estrutural principal do foguete.

O conjunto completo do motor é cuidadosamente inserido no interior do invólucro aerodinâmico (*airframe*), fabricado grande parte em tubo de PVC. O posicionamento é guiado por um sistema de encaixes e batentes, garantindo o alinhamento axial e coaxial

perfeito com o corpo do foguete. A fixação final é efetuada através de módulos de suporte estruturais, constituídos por anéis centralizadores e Anéis de batente, que circundam o envelope do motor e são solidarizados à parede interna do foguete por cola e parafusos, na Figura 25 temos uma amostra deste anéis e sua localização na estrutura.

FIGURA 25. Anéis de fixação do Motor.



Fonte: Autor (2025)

Estes suportes são dimensionados para absorver e transferir integralmente para a estrutura do foguete as cargas de tração, compressão e cisalhamento induzidas pelo empuxo do motor, pelas acelerações durante o voo e pelas eventuais vibrações, assegurando a solidez mecânica do conjunto. O correto alinhamento assegura que o vetor de empuxo seja coincidente com o eixo longitudinal de voo do foguete, garantindo a estabilidade trajetória durante o percurso.

3.6. Simulação Dinâmica Computacional (FEA)

Para validar a integridade estrutural do envelope do motor quando submetido às condições operacionais de pressão interna, foi conduzida uma Análise de Elementos Finitos (FEA – *Finite Element Analysis*) do tipo dinâmica transitória. O objetivo principal da simulação foi verificar se a tensão equivalente de von Mises no material permaneceu abaixo do limite de escoamento, assegurando um comportamento estrutural seguro diante das variações reais de pressão obtidas por meio da simulação de desempenho do motor no software *OpenMotor*.

O modelo computacional foi desenvolvido no *Autodesk Fusion* (versão 2603.1.31), utilizando o módulo de simulação estrutural integrado. O arquivo analisado foi nomeado

Conjunto Motor v1. O estudo foi configurado como uma simulação de evento dinâmico, considerando a inércia das partes e os efeitos transitórios de carregamento ao longo do tempo.

A simulação foi executada com duração total de 8 segundos, dividida em 25 intervalos de resultado e 50 batidas de atualização da resolução. O movimento foi definido como dinâmico, levando em conta o comportamento inercial do conjunto, sem amortecimento *Rayleigh* aplicado, de modo a representar um cenário puramente elástico e inercial. Nenhuma atualização intermediária de resultados foi especificada.

A malha foi gerada automaticamente pelo software, utilizando elementos sólidos lineares com tamanho médio absoluto de 5,00 mm. O dimensionamento da malha foi ajustado por peça, com ângulo máximo de giro em curvas de 60°, coeficiente de tamanho máximo entre elementos adjacentes de 1,5, proporção máxima de 10% e tamanho mínimo de elemento igual a 20% do tamanho médio. Não foi aplicado refinamento adaptável de malha, e a tolerância de convergência dos resultados foi estabelecida em 20%. O modelo resultante apresentou 20.789 nós e 85.014 elementos sólidos, garantindo um equilíbrio adequado entre precisão e custo computacional.

As condições de contorno foram configuradas para reproduzir o comportamento real do conjunto. As regiões de fixação foram aplicadas entre a tubeira cônica 15° e o tubo de aço inox, e também entre a bolacha dupla de vedação e o tubo de aço inox. As superfícies de separação foram definidas entre as diferentes interfaces de contato, incluindo as conexões entre a tubeira cônica, o diafragma de vedação e o tubo principal, assegurando que os componentes pudessem interagir de maneira realista sob os esforços dinâmicos aplicados.

O material atribuído às partes metálicas foi o aço inoxidável AISI 304, com módulo de elasticidade de 200 GPa, coeficiente de *Poisson* de 0,29 e limite de escoamento de 215 MPa. A pressão interna aplicada ao modelo foi proveniente da curva de empuxo e pressão obtida na simulação do *OpenMotor*, representando o comportamento real do motor durante o ciclo de queima.

A análise possibilitou observar a distribuição das tensões equivalentes de von Mises ao longo de toda a estrutura, identificando as regiões de maior solicitação, especialmente nas interfaces de fixação e transição geométrica. Os resultados indicaram que as tensões permaneceram significativamente abaixo do limite de escoamento do material, confirmando a integridade estrutural e a adequação do projeto para as condições operacionais simuladas.

3.7. Teste Estático em Bancada

Para visualizar experimentalmente o desempenho do motor e validar os parâmetros teóricos de propulsão, foi concebida e executada uma campanha de testes estáticos em bancada, na Figura 26 temos foto da bancada usada no teste.

FIGURA 26 . Bancada de Teste.



Fonte: Autor (2025)

O motor, integrado ao seu invólucro, foi firmemente fixado à bancada de testes através de um sistema de abraçadeiras em "U". Este sistema de fixação foi projetado para restringir os movimentos nas direções Y e Z (vertical e lateral), porém permitindo o deslocamento longitudinal (eixo X) do conjunto. Este único grau de liberdade controlado é fundamental para que a força de empuxo gerada pela combustão seja integralmente transferida para o sistema de medição, sem a introdução de esforços parasitas de restrição.

A força de empuxo é medida por uma célula de carga de alta precisão com capacidade nominal de 10 kg, posicionada na frente do motor, em contato com a estrutura. À medida que o motor é acionado, o conjunto desliza sobre a base das abraçadeiras, comprimindo a célula de carga, que converte a força mecânica em um sinal elétrico proporcional. Este sinal é condicionado e convertido em massa (KG), a bancada também dispõe de um relógio analógico que cronometra o tempo de queima, assim a bancada fornece em tempo real a massa deslocada pelo motor versus tempo de queima.

A correlação entre os dados de força (F) captados pela célula de carga e o tempo (t) medido pelo relógio fornece os dois parâmetros essenciais para a caracterização do desempenho do motor: o impulso total e o impulso específico (I_{sp}), permitindo a comparação direta com os resultados teóricos previstos.

4. RESULTADOS E DISCUSSÕES

4.1 Resultados do Controle do Peso.

O controle com uso da planilha foi essencial durante todo o projeto e fundamental para assegurar que o peso total do foguete permanecesse abaixo do limite estabelecido pelo requisito RQ-05, que determina um peso máximo de 3,5 kg conforme a Tabela 1. O acompanhamento rigoroso do peso dos componentes permite otimizar o design e atender às especificações técnicas exigidas para o desempenho e segurança do foguete.

O processo de verificação de massa é registrado na Figura 27 mostra o conjunto do motor sendo pesado, com massa de 2,008 kg, a pesagem do segmento 1, indicando 0,387 kg; e a pesagem do segmento 2, com 0,523 kg. Somando esses valores aos demais componentes, obteve-se uma massa total de 2,918 kg, valor que não inclui os parafusos utilizados para fixação do motor à estrutura do foguete.

FIGURA 27 . Pesagem do Conjunto.



Fonte: Autor (2025)

Esse resultado está alinhado com as estimativas iniciais do projeto e reflete a eficácia da gestão de materiais e do controle de massa adotados. A distribuição de massa obtida

favorece a estabilidade aerodinâmica e atende aos requisitos estabelecidos para a categoria de competição-alvo.”

4.2 Resultados dos cálculos teóricos do desempenho da tubeira e do foguete.

Nesta seção são apresentados os resultados obtidos a partir dos modelos teóricos aplicados ao desempenho da tubeira e do foguete como um conjunto propulsivo. A análise contempla os parâmetros fundamentais que governam o escoamento dos gases na tubeira, e dados colhidos nas simulações no *OpenRocket* como o empuxo gerado, a evolução da pressão na câmara e o comportamento global do veículo durante a fase propulsada. Esses resultados fornecem a base quantitativa necessária para avaliar a eficiência do sistema, validar hipóteses adotadas no projeto e subsidiar comparações posteriores com dados experimentais.

4.2.1. Desempenho Teórico da Tubeira.

A Tabela 6 apresenta os resultados calculados para a tubeira cônica do motor foguete experimental, considerando os parâmetros geométricos fornecidos (diâmetro de entrada de 48 mm, garganta de 18 mm e saída de 42 mm) e as equações fundamentais da propulsão. Os cálculos assumem condições de escoamento crítico na garganta e utilizam constantes típicas da literatura para propelentes sólidos experimentais, como razão de calores específicos ($\gamma = 1.2$), constante do gás ($R = 320 \text{ J}/(\text{kg}\cdot\text{K})$) e pressão na câmara de combustão ($p_c = 3.0 \text{ MPa}$). O empuxo foi corrigido por um fator de eficiência de tubeira ($\eta_n = 0.85$) para considerar perdas aerodinâmicas e viscosas.

TABELA 6: Resultados desempenho Teórico Tubeira:

Grandeza	Equação	Valor	Unidade
Área da Garganta	(1)	$0,2545 \times 10^{-3}$	m ²
Área de Saída	(1)	$1,385 \times 10^{-3}$	m ²
Razão de Áreas	(2)	5,44	Adimensional
Empuxo Ideal	(3)	114,87	N
Vazão Mássica	(4)	0,142	Kg/s
Coeficiente de Empuxo	(5)	0,754	Adimensional

Fonte: Autor (2025)

A área da garganta, que é a seção mais crítica da tubeira onde os gases atingem a velocidade do som, foi calculada em $2,545 \times 10^{-4}$ m² com base no seu diâmetro de Ø18mm, atuando como o "controlador" da vazão de combustível. Já a área de saída, significativamente maior em $1,385 \times 10^{-3}$ m² projetado com diâmetro de Ø42mm, seu objetivo é expandir os gases de exaustão e convertê-los em velocidade. A relação entre essas duas áreas, conhecida como Razão de Áreas e com valor de 5.44, é o parâmetro central do projeto. Este número específico foi determinado para otimizar a expansão dos gases, idealmente igualando a pressão na saída da tubeira com a pressão atmosférica ambiente em uma condição padrão, um estado conhecido como "expansão adaptada" que maximiza a eficiência.

Com base nessa geometria otimizada, os demais parâmetros são derivados. O Empuxo Ideal de 114,87 N representa a força de propulsão total que seria gerada, resultante da combinação do momento dos gases ejetados em alta velocidade e da força da diferença de pressão na saída da tubeira. Para produzir esse empuxo, o motor consumiria uma Vazão Mássica teórica de 0,142 kg/s de propelente por segundo. A eficiência com a qual a tubeira converte a energia dos gases em força de propulsão é sintetizada no Coeficiente de Empuxo de 0,754 um valor adimensional que confirma o bom desenho da tubeira para a sua condição de operação pretendida.

É crucial, no entanto, enfatizar a natureza fundamentalmente teórica destes resultados. Este cálculo representa um cenário ideal, que assume condições de laboratório perfeitas, incluindo a utilização do modelo de "atmosfera padrão" e a premissa de um escoamento isentrópico, ou seja, sem quaisquer perdas por atrito, transferência de calor para as paredes, ou outras irreversibilidades. Na realidade operacional, o desempenho de um motor-foguete está sujeito a uma série de variáveis que causam desvios em relação a estes valores teóricos.

Fatores como a variação da pressão atmosférica real com a altitude e o clima, o atrito viscoso dos gases, a combustão imperfeita, as imperfeições de fabricação da tubeira e o descolamento da camada limite do fluxo são apenas alguns exemplos que introduzem perdas e ineficiências. Portanto, enquanto estes números fornecem uma referência valiosa e indispensável para a fase de projeto e análise de viabilidade, servindo como um benchmark de desempenho máximo, é esperado que o desempenho real do motor seja diferente, variando conforme as condições operacionais específicas e as limitações físicas do mundo real.

4.2.2. Desempenho Teórico do Foguete.

Os números apresentados na Tabela 7 mostram o desempenho teórico do foguete em condições ideais. A aceleração inicial de $27,3 \text{ m/s}^2$ (Equação 6) seria a força com que o foguete sairia da plataforma, mas isso sem contar o arrasto do ar. A variação máxima de velocidade (Δv) de $315,4 \text{ m/s}$ (Equação 7) é como se fosse o "combustível de velocidade" total disponível, ou seja, o quanto o foguete poderia acelerar se estivesse no vácuo sem gravidade. Já os 1340 metros de apogeu (Equação 8) seriam a altura máxima que o foguete alcançaria se não houvesse resistência do ar para freá-lo.

TABELA 7: Resultados desempenho Teórico Tubeira:

Grandeza	Equação	Valor	Unidade
Aceleração instantânea no lançamento ($t=0$)	(6)	27,29	m/s^2
Δv ideal (Tsiolkovsky)	(7)	315,4	m/s
Apogeu Estimado (sem arrasto)	(8)	1340	m

Fonte: Autor (2025)

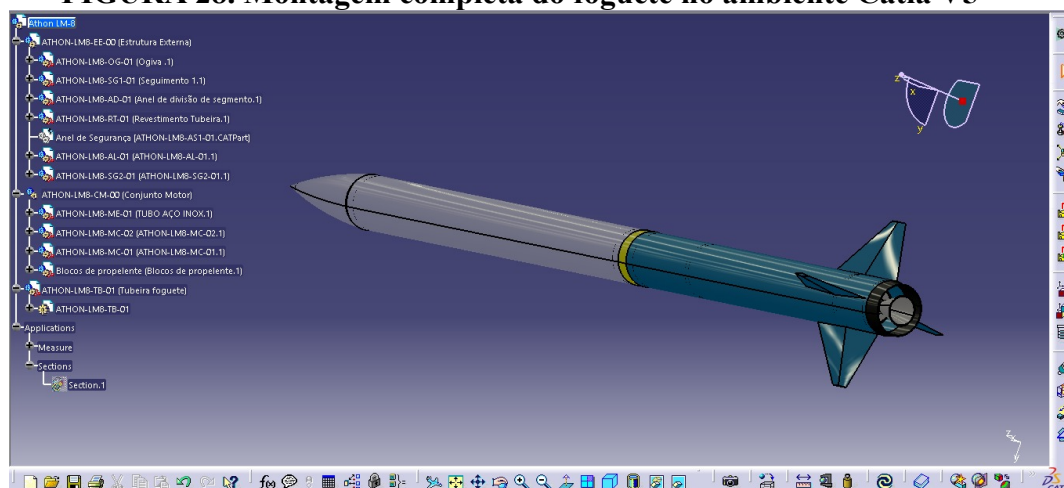
Na prática, todos esses valores serão menores porque: o arrasto reduz a aceleração real, parte do (Δv) é gasto para vencer a gravidade e o ar atmosférico, e a altura máxima final acaba sendo bem mais baixa que os 1340 metros teóricos. Estes cálculos servem como uma base otimista para comparar com os resultados reais dos testes.

4.3. Resultados da Modelagem CAD e Detalhamento 2D.

Todas as peças que compõem o foguete, bem como o conjunto motor, foram elaboradas no software CATIA V5, permitindo a modelagem tridimensional detalhada de cada componente. A Figura 28 apresenta a montagem completa do foguete no ambiente CAD, estruturada na árvore de projeto com a nomenclatura correspondente adotada. Essa

padronização de nomes segue a organização definida previamente e está descrita na Tabela 4, garantindo rastreabilidade e clareza na identificação de cada elemento do conjunto.

FIGURA 28. Montagem completa do foguete no ambiente Catia V5



Fonte: Autor (2025)

Para a fabricação dos componente usinados como a Tubeira e o Diafragma de dupla vedação foi necessário o uso de detalhamento 2D a exemplo da (APÊNDICE A) que apresenta o desenho técnico 2D da tubeira cônica divergente de 13° , gerado a partir do programa CATIA V5. O objetivo deste detalhamento é fornecer todas as informações necessárias para a fabricação da peça, incluindo dimensões lineares e angulares, tolerâncias, especificação do material e massa final estimada.

O desenho segue os princípios estabelecidos pelas normas ABNT NBR 8403 (Aplicação de cotas em desenhos técnicos), ABNT NBR 10068 (Folha de desenho – Layout e dimensões) e ABNT NBR ISO 128 (Regras gerais de representação em desenho técnico), garantindo clareza, precisão e padronização na comunicação do projeto.

Além das vistas ortogonais (frontal, lateral e em corte), foi inserida uma representação isométrica para melhor compreensão da geometria da peça. As notas gerais incluem especificações adicionais, como roscas e acabamentos, assegurando que o desenho contenha todas as referências indispensáveis ao processo de fabricação.

4.3.1. Fabricação dos Componentes Usinados

O processo de usinagem do Diafragma de Dupla Vedação como apresentado na Figura 29 e da Tubeira Cônica Divergente de 13° apresenta desafios e características comuns. Ambas as peças foram fabricadas em AISI 1045 e possuem elementos de fixação e vedação

similares, como os 8 furos roscados M4 x 6 mm e dois canais para *O-rings* localizados nos flanges, garantindo vedação e interface com outros componentes.

A usinagem da Tubeira Cônica, no entanto, destaca-se pela sua complexidade geométrica. Os ângulos de entrada e saída, aliados ao pequeno raio interno na região da garganta, exigem operações de torneamento e acabamento de alta precisão. O acabamento superficial interno desta peça é crítico, pois influencia diretamente o escoamento do fluido e a eficiência do sistema.

Em contrapartida, o Diafragma, embora também possua geometria específica para sua função, apresentou um processo de usinagem mais focado na criação de suas cavidades para a dupla vedação. Ambas as peças exemplificam a aplicação de técnicas de usinagem CNC para a obtenção de componentes críticos a partir do mesmo material bruto.

FIGURA 29. Diafragma em processo de usinagem.



Fonte: Autor (2025)

Embora o Diafragma de Dupla Vedação e a Tubeira Cônica Divergente de 13° tenham sido os componentes mais onerosos do conjunto do motor, suas geometrias foram estrategicamente simplificadas para otimizar o processo produtivo. Esta otimização foi essencial para conter custos e reduzir significativamente as horas de usinagem, sem comprometer a funcionalidade crítica das peças.

O resultado final desse processo de fabricação pode ser observado na Figura 30, onde ambos os componentes são apresentados após a usinagem, prontos para integração no motor.

FIGURA 30. Diafragma e Tubeira resultado final do processo de usinagem.



Fonte: Autor (2025)

4.3.2. Fabricação dos Componentes Impressos.

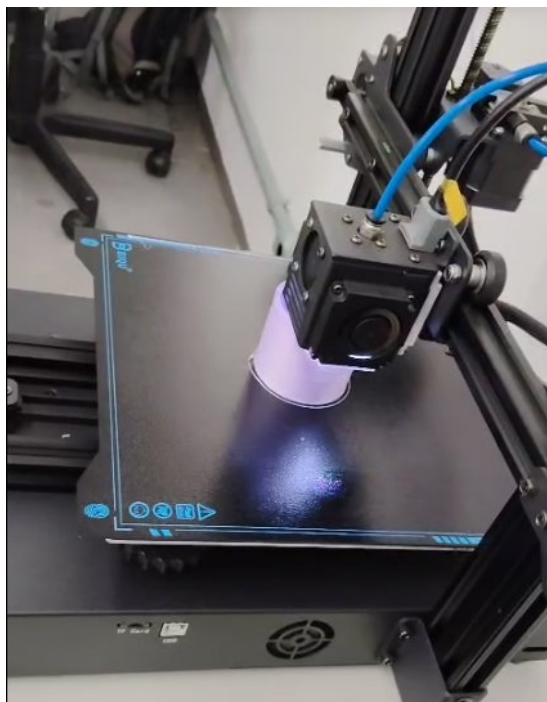
Os componentes fabricados por impressão 3D representaram uma parte significativa do foguete, totalizando 5 itens (Ogiva, Anel de Divisão de Segmento, Conjunto de Aletas, Revestimento da Tubeira e dois Anéis Centralizadores), o que corresponde a aproximadamente 32% do número total de peças listadas na estrutura.

O tempo de impressão somado para todos estes componentes foi de 23 horas, sendo a ogiva a peça individual que demandou o maior tempo de manufatura, as outras peças demandaram menos tempo por ter dimensão menor e geometria mais simples, além das partes do foguete foi impresso também o molde externo para fabricação do propelente sólido como ilustrado na Figura 15.

Todos os itens não estruturais foram configurados com uma densidade de preenchimento padrão de 30%, otimizando a relação entre resistência mecânica, peso e tempo de fabricação. A exceção funcional é o conjunto de aletas, projetado para suportar cargas aerodinâmicas significativas durante o voo.

Além disso, conforme os dados da Tabela 4, o Anel de Divisão de Segmento (ATHON-LM8-AD-01) também exerce uma função estrutural crítica na interface entre os segmentos do foguete logo o mesmo foi impresso com um preenchimento maior, setado em 50 %. Os demais componentes impressos não possuem função estrutural primária, permitindo assim aproveitar as vantagens da manufatura aditiva para geometrias complexas como mostrado na Figura 31, mantendo a robustez onde é necessária.

FIGURA 31. Molde externo cilíndrico sendo impresso em PLA.



Fonte: Autor (2025)

4.4. Produção, Envasamento e Caracterização do Combustível KNSU

Após passar por diversas etapas de processamento como mistura, cura e seccionamento, obtivemos um grão de propelente com geometria consistente e dentro das especificações projetadas.

A Figura 32 e a Figura 33 documentam as etapas de controle de qualidade realizadas na produção do propelente sólido: a Figura 32 apresenta a medição dimensional do bloco após o processo de seccionamento, e a Figura 33 registra a etapa de pesagem do mesmo. Ambas as etapas são essenciais para garantir a conformidade geométrica e de massa do propelente com as especificações de projeto.

FIGURA 32. Ingredientes do Propelente Sólido após a Mistura.



Fonte: Autor (2025)

FIGURA 33. Ingredientes do Propelente Sólido após a Mistura.



Fonte: Autor (2025)

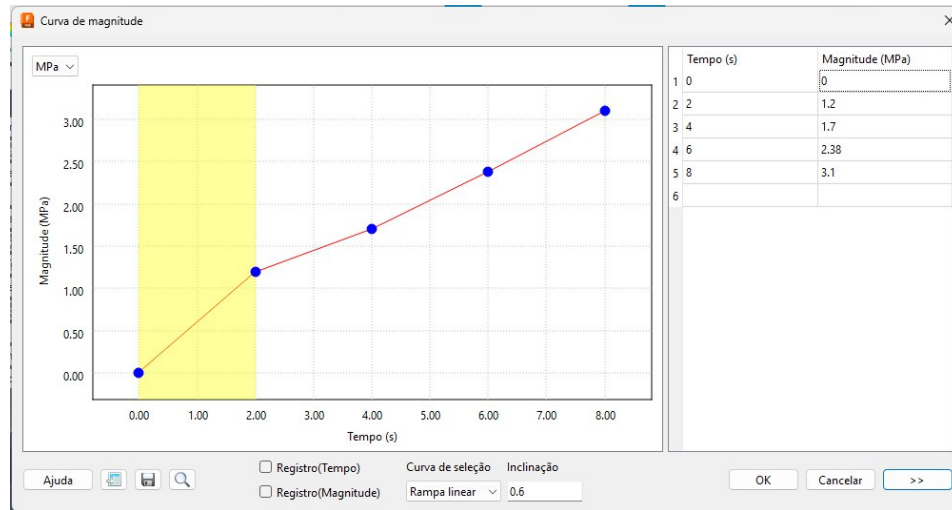
Após a inspeção o propelente foi embalado com papel e plástico filme para proteger da umidade do ambiente.

Esse conjunto de registros visa demonstrar confiabilidade ao processo, evidenciando como cada etapa foi executada com segurança e controle de qualidade afim de obter bons resultados.

4.5. Simulação Computacional.

A Figura 34 ilustra a configuração inicial da curva de magnitude no *software* Fusion 360, utilizada para simular o conjunto do motor composto por 3 peças principais, 8 prendedores em cada face de conexão e 4 anéis de vedação, que não foram incluídos na simulação. Foi realizada uma simulação transiente de pressão, com variação temporal definida em incrementos de 2 segundos. A pressão inicial, no tempo $t = 0$ s, foi configurada como 0 MPa, atingindo 3,1 MPa ao final de 8 segundos.

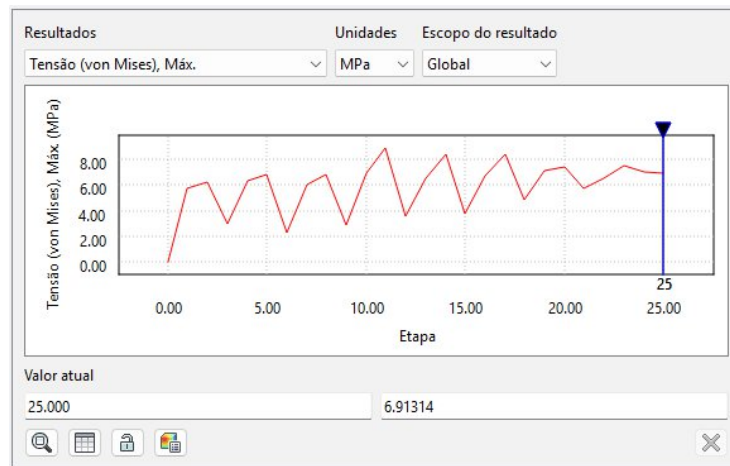
Figura 34. Curva de Magnitude.



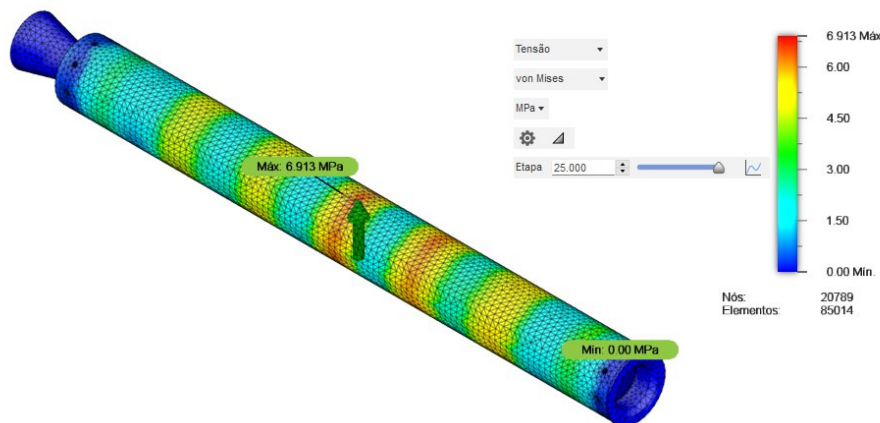
Fonte: Autor (2025)

Essa variação da pressão utilizada como entrada na simulação estrutural foi obtida previamente a partir de uma simulação de desempenho de voo realizada no *OpenRocket*, cujos resultados estão consolidados na Tabela 3 e representados graficamente na Figura 9. Dessa forma, a análise no Fusion 360 buscou validar a integridade estrutural do conjunto sob condições de pressão interna realistas previstas para o motor durante a operação.

Na Figura 35 é mostrado o gráfico de um dos resultados obtidos na simulação transitória de pressão, ele mostra a variação da tensão equivalente de von Mises ao longo das etapas de análise. Observa-se que a tensão máxima atingiu aproximadamente 6,91 MPa na etapa final (etapa 25), demonstrando pequenas oscilações durante o carregamento, o que sugere uma distribuição relativamente estável das tensões no material ao longo do processo, na Figura 36 se tem um esquemático visual oriundo da simulação onde é possível ver o comportamento da tensão de Von Mises nas paredes da estrutura, em função do tempo.

FIGURA 35. Gráfico de tensão equivalente de von Mises

Fonte: Autor (2025)

FIGURA 36. Distribuição de tensões de von Mises obtida por Análise Transitória de Pressão no invólucro do motor.

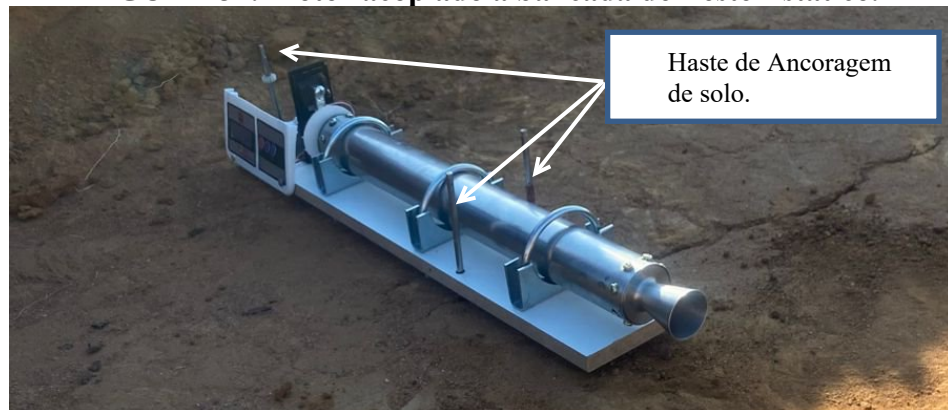
Fonte: Autor (2025)

O Apêndice reúne outras Figuras complementares da simulação, (APÊNDICE B, APÊNDICE C e APÊNDICE D) detalhando aspectos específicos da simulação estrutural, incluindo o Deformação Plástica do Conjunto Motor, Deformação Equivalente do Conjunto Motor, Deslocamento Total do Conjunto Motor.

4.6. Resultados do Teste Estático em Bancada

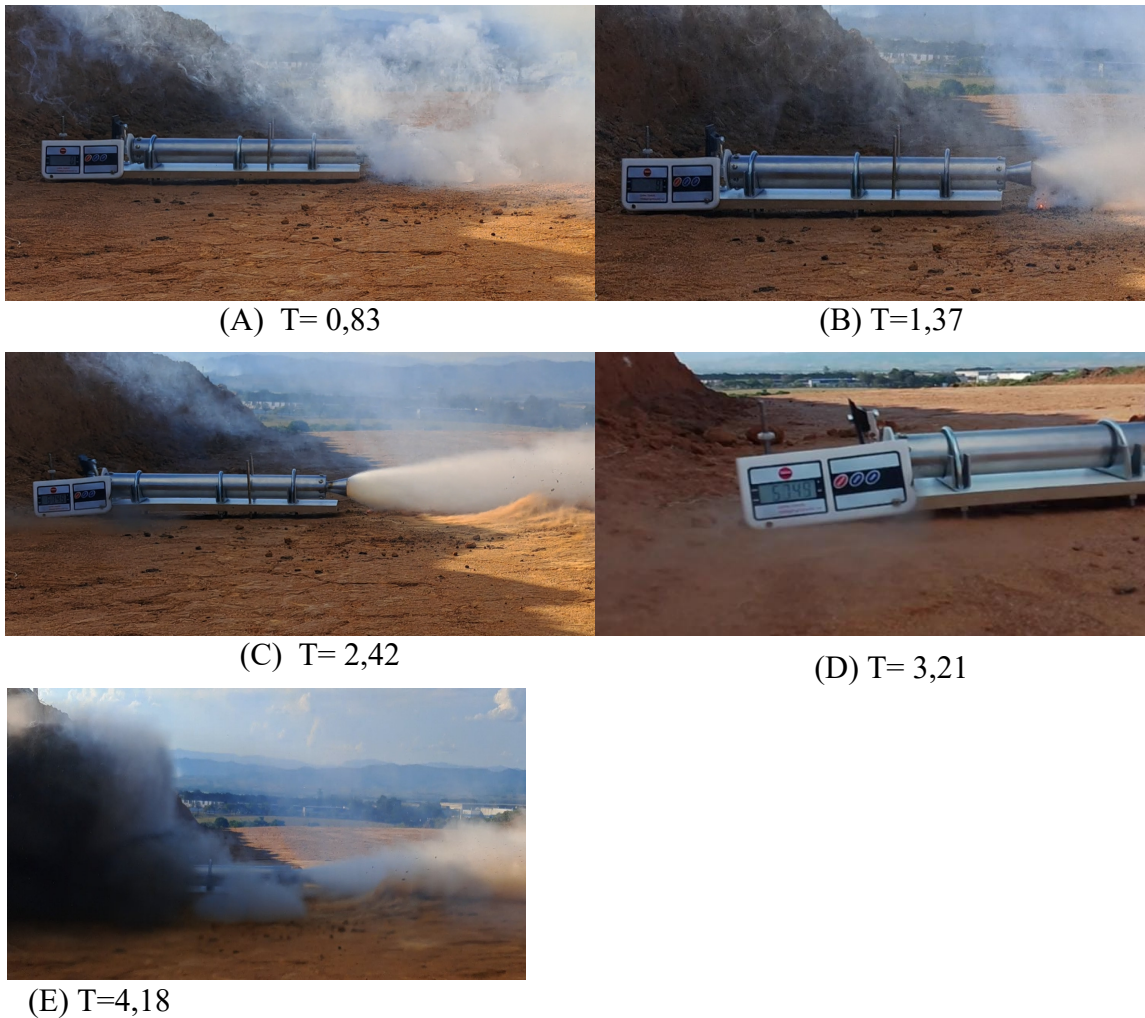
Para o teste de bancada o Motor foi indexado a bancada de testes estáticos. O conjunto foi rigidamente preso à estrutura metálica, com a força normal do empuxo direcionada para a célula de carga, responsável pela medição do empuxo gerado. A bancada foi firmemente ancorada ao solo por meio de três barras de aço como mostrado na Figura 37, garantindo estabilidade e impedindo qualquer movimentação durante o ensaio.

FIGURA 37. Motor acoplado a bancada de Teste Estático.



Fonte: Autor (2025)

FIGURA 38. Compilado de Frames de Fases importantes do Teste.



Fonte: Autor (2025)

O teste estático do motor foi registrado em vídeo e posteriormente analisado em câmera lenta, deste vídeo foi extraído frames importantes que geraram o compilado da

Figura 37, de forma a permitir a identificação precisa de cada evento durante a queima do propelente.

O tempo (T) indicado em cada imagem foi determinado com base na contagem dos frames do vídeo e na escala de tempo exibida pelo próprio registro, garantindo maior precisão na análise dos instantes críticos do ensaio.

Na Figura 38A, correspondente ao instante $T = 0,8$ s, observa-se o início da combustão. A ignição do propelente se estabelece e os primeiros gases começam a ser expelidos pela tubeira, caracterizando o acionamento do motor.

Na Figura 38B, em $T = 1,3$ s, o motor atinge um regime mais estável de queima, momento em que o empuxo passa a ser efetivamente medido pela balança. Nota-se o aumento da intensidade dos gases e o brilho característico da exaustão.

Em 38C, no instante $T = 2,4$ s, surge uma fumaça escura próxima à parte superior do motor, indicando vazamento na vedação superior. Essa fumaça resulta da queima do *O-ring*, evidenciando o início de falha na integridade da vedação.

já na Figura 38D, em $T = 3,2$ s, é registrado o empuxo máximo medido, atingindo 6,749 kgf. Neste momento, o motor opera em sua condição de maior pressão e liberação de gases, representando o pico de desempenho do ensaio.

Por fim, na Figura 38E, correspondente ao instante $T = 4,1$ s, ocorre a falha catastrófica da vedação, resultando na ejeção da tubeira e do envelope no sentido oposto ao fluxo dos gases. A densa nuvem de fumaça e a dispersão de detritos marcam o encerramento abrupto do teste.

4.6.1. Análise da Falha Estrutural da Vedação Superior

A análise dos componentes após o teste estático revelou os principais fatores que contribuíram para a falha catastrófica do motor.

Um dos fatores determinantes foi a disposição incorreta dos canais dos *O-rings* durante a fase de projeto. Conforme evidenciado na Figura 39.

Os canais de vedação deveriam ter sido projetados ambos à frente da linha de cravação, de modo que a pressão interna fosse absorvida pelo conjunto de vedação antes de atingir a região de fixação mecânica. A posição incorreta contribuiu para que o *O-ring* sofresse degradação térmica prematura, permitindo o vazamento progressivo dos gases quentes.

Figura 39. Posicionamento de Canais Orings .



Fonte: Autor (2025)

Outro fator agravante foi a escolha inadequada do material dos parafusos utilizados na fixação do diafragma. Optou-se por parafusos de Aço Carbono 1020 com o objetivo de reduzir custos, o que comprometeu a resistência mecânica da fixação, o correto teria sido escolher parafusos de Aço Carbono 4130 por ser uma liga mais resistente como mostrado na Figura 40. Durante o ensaio, a pressão interna crescente e o calor gerado pelo vazamento cisalharam os oito parafusos da linha de cravação, resultando na ejeção da tubeira e do conjunto de vedação.

FIGURA 40 . Seleção de Parafusos.



Fonte: Autor (2025)

O aquecimento localizado, associado à falha progressiva da vedação, acelerou o processo de ruptura, culminando na falha catastrófica do sistema.

Conclui-se que, se ao menos um desses dois fatores, seja a correta disposição dos canais dos *O-rings* ou a seleção adequada do material dos parafusos tivesse sido observado na fase de projeto, a explosão poderia ter sido evitada.

FIGURA 41. Diafragma após o ensaio.



Fonte: Autor (2025)

Na Figura 41 é possível ver o colapso da do diafragma de dupla vedação e marcas de fuligem negra provenientes do vazamento de gases quentes através do primeiro *O-ring*. As bordas apresentam resquícios da borracha o material dos anéis de vedação queimado, confirmando o ponto de falha principal do sistema.

4.6.2. Análise de Desempenho de Motor Experimental com Base em Teste de Bancada.

Embora o teste não tenha atingido sua conclusão ideal devido a uma falha catastrófica, os dados coletados até o momento da explosão forneceram informações valiosas para análise de desempenho. O motor-foguete experimental, que sofreu ruptura estrutural aos 4 segundos de queima, permitiu a obtenção de parâmetros fundamentais como o empuxo final de 6,749 kgf (aproximadamente 66,18 N) e a confirmação da massa total do conjunto em 3,1 kg, incluindo 1 kg de propelente. Esses registros, embora provenientes de um teste interrompido prematuramente, constituem uma base sólida para projetar o comportamento esperado do motor em condições normais de operação e para identificar pontos de melhoria no projeto.

Os valores mencionados (vazão mássica constante de 0,125 kg/s, tempo total de queima de 8 segundos e empuxo constante de 66,18 N) não foram medidos experimentalmente, mas sim estipulados com base em premissas e simulações computacionais. Isso se deve ao fato de que o teste foi interrompido pela explosão antes da queima completa do propelente. Portanto, para viabilizar a análise e os cálculos de desempenho teórico, adotou-se como referência o tempo de queima obtido na simulação realizada no software OpenMotor, considerando um cenário nominal de operação completa. Essa abordagem permite estabelecer parâmetros consistentes para a avaliação do impulso específico e da velocidade dos gases de escape em condições ideais. A velocidade no *burnout*

foi calculada pela equação de foguete ideal com correção de perdas gravitacionais, enquanto o apogeu sem arrasto foi estimado somando a altitude ganha durante a queima com a altitude de *coast* após o *burnout*.

Os parâmetros de desempenho estimados para o voo ideal sem explosão e sem arrasto aerodinâmico são apresentados na Tabela 8:

TABELA 8 . Parâmetros de Desempenho Estimados do motor-foguete

Parâmetro	Valor	Unidade
Empuxo médio	66,18	N
Tempo de queima total	8,0	s
Massa de propelente total	1,0	kg
Impulso específico (Isp)	54	s
Velocidade no <i>burnout</i> (sem arrasto)	127,8	m/s
Apogeu teórico (sem arrasto)	1343	m
Apogeu realístico (com arrasto)	650–950	m
Impulso total	529,4	N·s

Fonte: Autor (2025)

O Apogeu teórico obtido atende ao RQ-04, que estabelece que o foguete deve “Atingir Apogeu médio de 3000 pés (≈ 914 m), em linha com foguetes que competem na LASC”. Esse desempenho foi validado por meio de cálculos baseadas na configuração final do foguete e na massa total de 2,918 kg, confirmando a adequação do projeto aos requisitos competitivos.

Com os resultados obtidos tanto na Tabela 6 de (Resultados Teóricos) quanto na Tabela 8 (Parâmetros de Desempenho Estimados do motor-foguete) podemos fazer um comparativo do empuxo obtido em ambos os calculos, como mostrado na Tabela 9.

TABELA 9 . Comparação do Empuxo.

Fonte / Contexto	Valor do Empuxo	Unidade
Cálculo Teórico Ideal	114,87	N
Medição Média no Teste	66,18	N

Fonte: Autor (2025)

4.7. Estrutura final do conjunto.

A estrutura do foguete foi dividida em componentes externos e internos, conforme detalhado na Tabela 4 no capítulo 4.2. Na Figura 42 podemos ter uma ideia de todo conjunto

FIGURA 43 . Conjunto Estrutura e Motor.



Fonte: Autor (2025)

O alinhamento preciso entre o motor de propelente sólido e a estrutura do foguete reflete a integração funcional de todos os subsistemas projetados e validados. Os dados obtidos ao longo do processo desde as simulações no *OpenMotor* e análises de queima até os procedimentos de fabricação e controle de qualidade consolidaram uma base técnica

robusta apesar de algumas falhas no processo, o resultado final foi . Essa experiência e os resultados obtidos servirão de referência fundamental para a equipe de foguetes Phantom em seus projetos futuros, reforçando a capacidade de desenvolvimento e aprimoramento de novas tecnologias aeroespaciais.

5. CONCLUSÃO

5.1. Comparação entre os projetos de foguete atuais e o Proposto neste trabalho

O projeto desenvolvido diferencia-se significativamente dos foguetes experimentais convencionais por seu enfoque em acessibilidade e aplicação em competições estudantis. Diferente de abordagens que buscam otimizações complexas de propelente, este trabalho utilizou uma formulação padrão, priorizando a viabilidade técnica com materiais de baixo custo. A inovação concentrou-se no desenvolvimento de um motor que atendesse aos requisitos de classificação para competições, incorporando técnicas de fabricação acessíveis como a impressão 3D na estrutura externa do foguete.

Os resultados demonstraram a viabilidade desta abordagem, embora tenha ocorrido uma falha estrutural devido à seleção inadequada dos parafusos de latão - que deveriam ser de aço inox para maior resistência - e ao posicionamento incorreto dos O-rings. Apesar desses contratempos, o núcleo do motor manteve-se intacto e reaproveitável, e os dados de desempenho obtidos validaram o conceito base.

5.1.1 Implicações para a Indústria Aeroespacial.

Embora o trabalho tenha sido desenvolvido em um contexto experimental e de pequeno porte, suas implicações podem ser estendidas à indústria aeroespacial, sobretudo na etapa de pesquisa e desenvolvimento de motores de combustível sólido. O estudo demonstra que ajustes finos no design do motor e na composição do propelente podem gerar melhorias significativas em confiabilidade e eficiência, aspectos diretamente ligados à segurança e ao desempenho de veículos aeroespaciais.

A aplicabilidade prática do desenvolvido inclui, por exemplo, testes controlados de motores em laboratórios educativos, otimização de protótipos e validação de simulações numéricas de empuxo. No entanto, limitações observadas incluem a escala reduzida do motor, o uso de propelentes simples e a falta de certificação formal para operação em ambientes regulados, fatores que restringem a extrapolação direta para foguetes comerciais ou militares.

5.1.2. Recomendações para pesquisas futuras

Para evoluir o projeto, recomenda-se:

- Substituição de Materiais Críticos: Utilização de parafusos em aço inox em substituição aos de latão para garantir maior resistência mecânica

- Redesenho dos Canais de O-ring: Reprojetado dos sistemas de vedação com base nas falhas identificadas durante os testes
- Otimização do Projeto Mecânico: Revisão dos pontos críticos que apresentaram falhas, mantendo a filosofia de baixo custo
- Desenvolvimento para a Equipe Phantom: Criação de um motor específico e competitivo baseado nas lições aprendidas
- Validação em Competição: Teste do protótipo em ambiente de competição para verificação do desempenho sob condições reais
- Padronização de Processos: Desenvolvimento de procedimentos para montagem e teste que possam ser replicados pela equipe

O projeto atual como mostrado no APÊNDICE L serviu como valiosa prova de conceito, estabelecendo as bases para o desenvolvimento de um motor competitivo que alia desempenho adequado com acessibilidade financeira objetivo fundamental para aplicação em competições estudantis. As falhas identificadas nos parafusos e sistemas de vedação representam oportunidades de melhoria claras e direcionadas para as próximas iterações do projeto.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

CONGREVE, W. **Sistemas de foguetes.** Whiting, Finsbury Place, Londres (1814. p. 1.)

COOK, R. D., MALKUS, D. S., PLESHA, M. E., WITT, R. J. **Concepts and Applications of Finite Element Analysis** (4th ed.). Wiley. 2002.

FOLTRAN, Antônio Carlos et al. **Burning Rate Measurement of KNSu Propellant Obtained by Mechanical Press.** Journal of Aerospace Technology and Management, São José dos Campos, v. 7, n. 2, p. 193-199, abr./jun. 2015. DOI: 10.5028/jatm.v7i2.431. Disponível em: [[View of Burning Rate Measurement of KNSu Propellant Obtained by Mechanical Press](#)]. Acesso em: [05/12/2025].

HALLIDAY, D.; RESNICK, R.; WALKER, J. **Fundamentos de física.** 9. ed. Rio de Janeiro: LTC, (2013. v. 1, p. 106.)

HILL, Philip G.; PETERSON, Carl R. **Mechanics and Thermodynamics of Propulsion.** (1965 p.385)

JOHN K.C. **Tetxtbook of Machine Drawing.** PHI Learning Private Limited, New Delhi, (2010, p.16.)

MISHRA, D. P. **Fundamentals of Rocket Propulsion.** Boca Raton: CRC Press, 2017. (ISBN 9781498785358).

NASA. **Rocket Thrust Equation.** Glenn Research Center, 2015.

NUSSENZVEIG, H. M. **Curso de Física Básica**, 4º edição- São Paulo: Edgard Blucher,(2002 p.70.)

PALMERIO, A. **Introdução à tecnologia de foguetes.** São Paulo: SindCT (2017. v 2 p. 157.)

OLIVEIRA, J. M., BORGES, J. P. **Fabricação Aditiva: Tecnologias e Aplicações da Impressão 3D.** Publinústria. 2020.

SUTTON, G. P. BIBLARZ, O. **Rocket Propulsion Elements** (7th ed.). Wiley. (2016, p.493.)

SLEETER, D. **Amateur Rocket Motor Construction: A Complete Guide to the Construction of Homemade Solid Fuel Rocket Motors** (2nd ed.). Teallite Press. 2004.

THOMSON, W. T. **Theory of Vibration with Applications** (5th ed.). Prentice Hall. 1996.
VAN RIPER, A. B. **Rockets and missiles: the life story of technology.** New York: Greenwood Press, 2007.

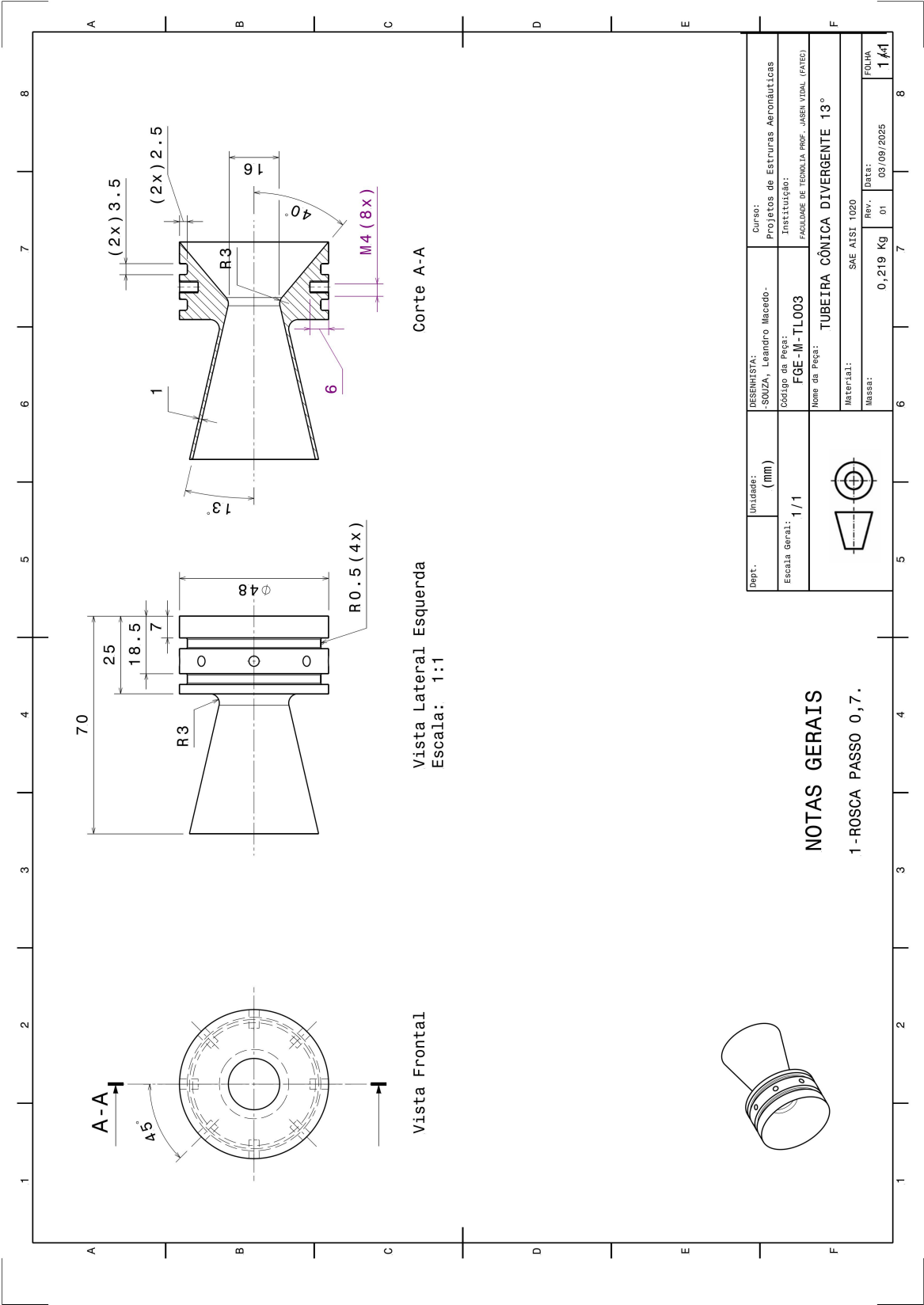
VOLPATO, N. **Manufatura aditiva: tecnologias e aplicações da impressão 3D**. [livro eletrônico] - São Paulo, Blucher, (201, p.31)

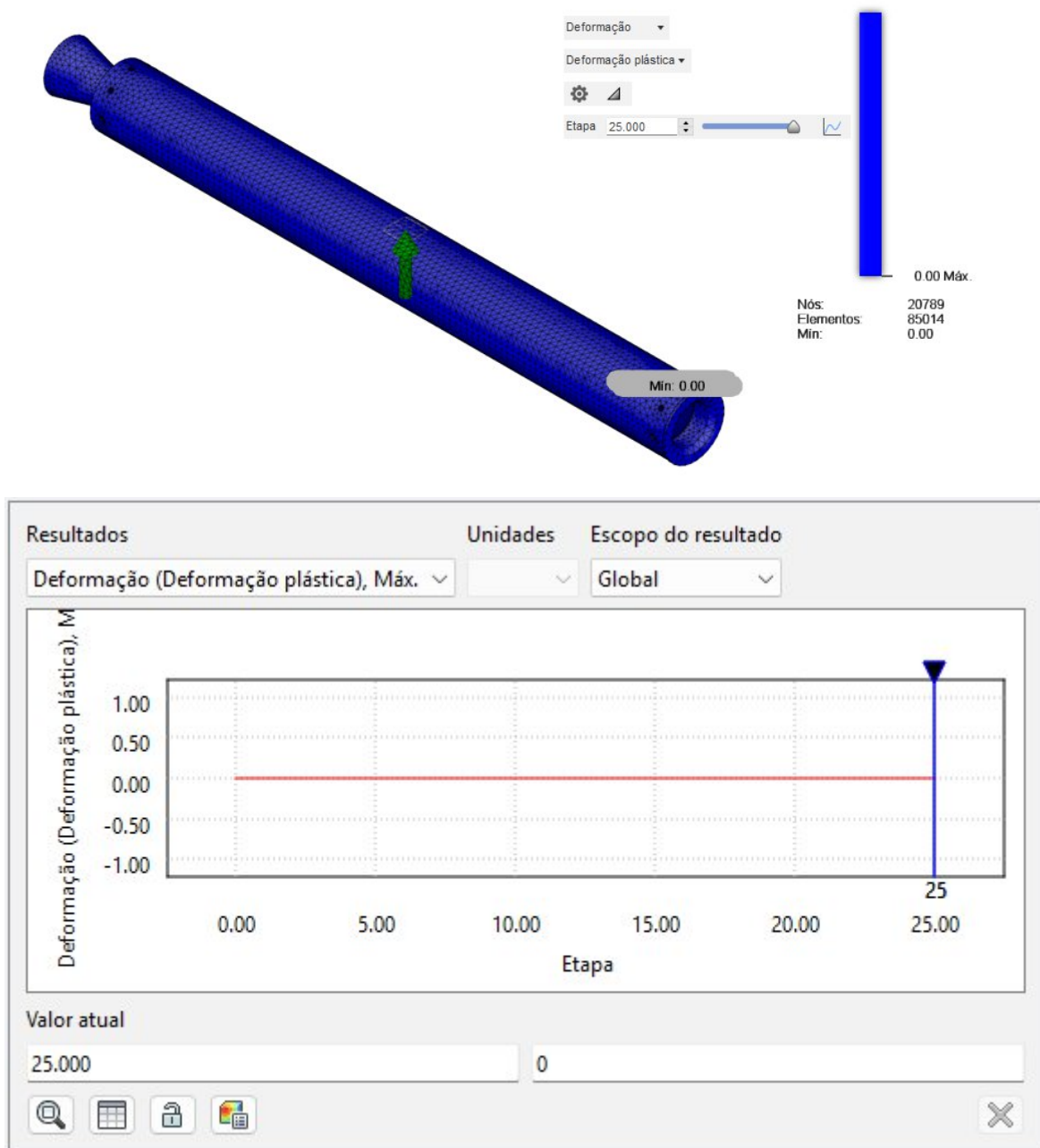
YOUNIS, W. *Autodesk Fusion 360: Introduction to Parametric Modeling*. SDC Publications. 2023.

ZEHNER, D. CATIA V5 Workbook Release 20. SDC Publications. 2011..

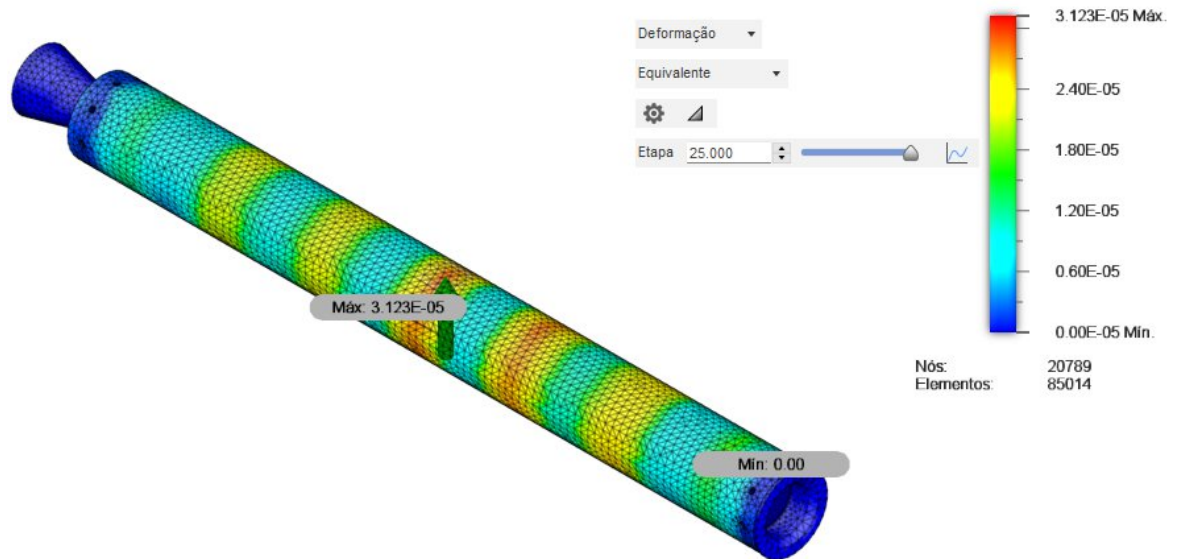
APÊNDICE

APÊNDICE A: Detalhamento Técnico Tubeira Cônica Divergente 13°



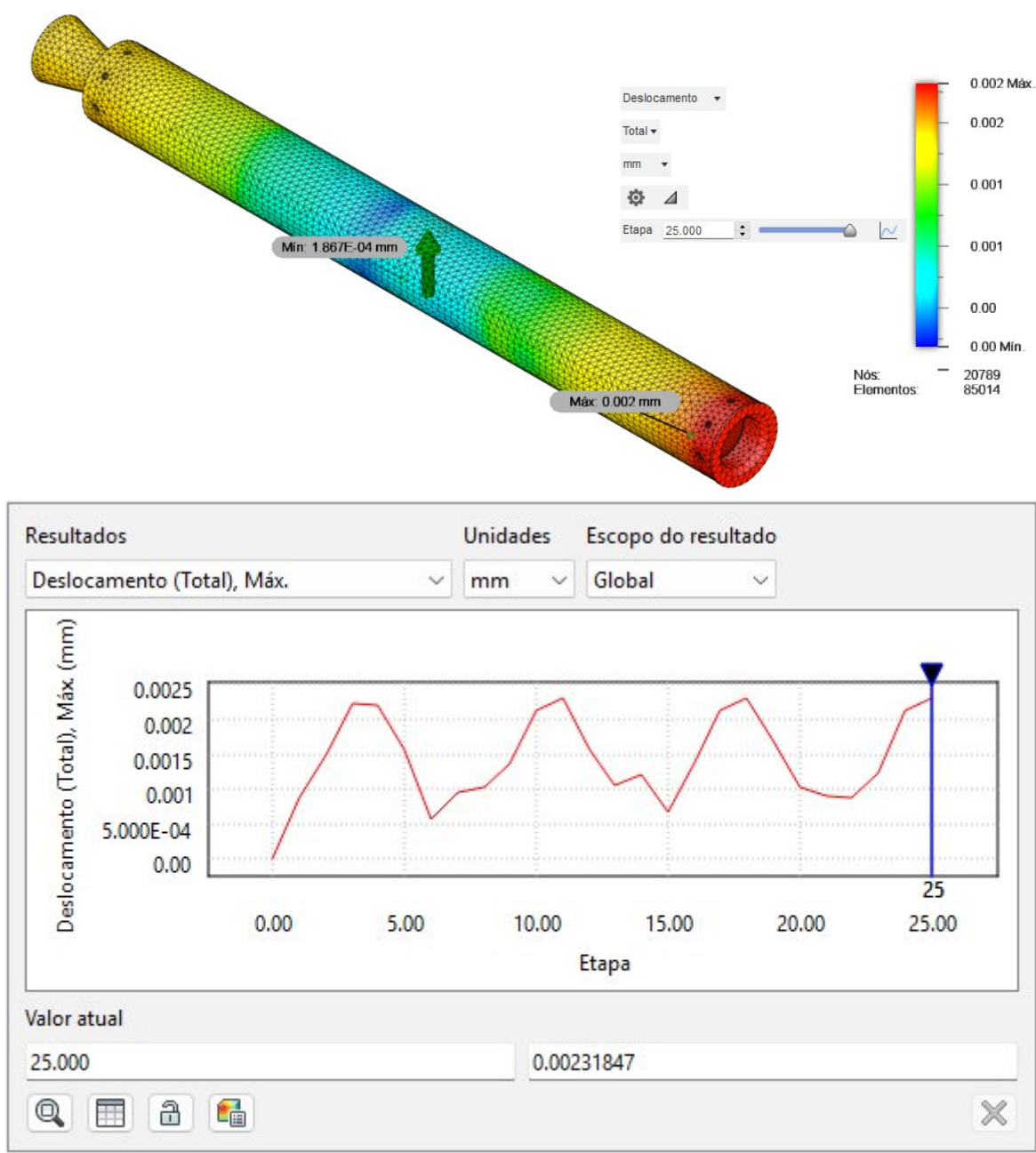
APÊNDICE B: Deformação Plástica do Conjunto Motor.

APÊNDICE C: Deformação Equivalente do Conjunto Motor



Fonte: Autor (2025)

APÊNDICE D: Deslocamento Total do Conjunto Motor.



Fonte: Autor (2025)