

UNIVERSIDADE FEDERAL DO RIO GRANDE DO SUL
ESCOLA DE ENGENHARIA - CURSO DE ENGENHARIA MECÂNICA
TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO

PROJETO E PROTOTIPAGEM DE FOGUETE TROPOSFÉRICO

por

Leonardo Braz da Silva

Monografia apresentada ao Departamento de Engenharia Mecânica da Escola de Engenharia da Universidade Federal do Rio Grande do Sul, como parte dos requisitos para obtenção do diploma de Engenheiro Mecânico.

Porto Alegre, agosto de 2024

DADOS INTERNACIONAIS DE CATALOGAÇÃO

Braz da Silva, Leonardo
Projeto e prototipagem de foguete troposférico /
Leonardo Braz da Silva. -- 2024.
20 f.
Orientador: Alexandre Vagtinski de Paula.

Trabalho de conclusão de curso (Graduação) --
Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Escola de
Engenharia, Curso de Engenharia Mecânica, Porto
Alegre, BR-RS, 2024.

1. Foguete. 2. Motor. 3. Combustão. 4. Trajetória.
5. Simulação. I. Vagtinski de Paula, Alexandre,
orient. II. Título.

Leonardo Braz da Silva

PROJETO E PROTOTIPAGEM DE FOGUETE TROPOSFÉRICO

ESTA MONOGRAFIA FOI JULGADA ADEQUADA COMO PARTE DOS
REQUISITOS PARA A OBTENÇÃO DO TÍTULO DE
ENGENHEIRO MECÂNICO
APROVADA EM SUA FORMA FINAL PELA BANCA EXAMINADORA DO
CURSO DE ENGENHARIA MECÂNICA

Prof. Dr. Ignacio Iturrioz
Coordenador do Curso de Engenharia Mecânica

Área de Concentração: Energia e Fenômenos de Transporte

Orientador: Prof. Dr. Alexandre Vagtinski de Paula

Comissão de Avaliação:

Prof. Dr. Alexandre Vagtinski de Paula (Presidente)

Prof. Dr. Diogo Elias da Vinha Andrade

Prof^a. Dr^a. Leticia Jenisch Rodrigues

Prof. Dr. Cirilo Seppi Bresolin

Porto Alegre, agosto de 2024

DEDICATÓRIA

À minha mãe, que suportou os constantes testes de combustão executados em seu quintal (e eventualmente a combustão do forro de sua casa), sem reclamar do cheiro da fumaça nas roupas. Que sempre me tratou com amor e carinho incomparáveis. Que sempre esteve ao meu lado e a quem eu devo uma dívida inafiançável. Sem você, nada disso teria sido possível.

AGRADECIMENTOS

Ao professor Alexandre, por não ter medo de sujar as mãos e ter participado de todos os testes com apoio técnico, prático e moral. Aos meus tios Helen e Valdair, por permitirem que uma bomba controlada fosse detonada apontada para sua casa. À minha família, pelo apoio demonstrado do começo ao fim desse projeto mesmo quando a decisão correta seria me internar. Aos meus colegas, por não duvidarem de mim em momento algum, apesar de me chamarem de maluco. Aos desenvolvedores de KSP, por terem despertado meu interesse na área aeroespacial desde 2013. À minha namorada Giovana, por estar comigo durante todo o processo e não ter medo de sujar as mãos com pólvora. Por fim, a Deus, por sua obra infinitamente complexa e infinitamente bela.

ΕΠΪΓΡΑΦΕ

A Terra é azul.

Yuri Gagarin

Braz da Silva, Leonardo. **Projeto e prototipagem de foguete troposférico**. 2024. 20. Monografia de Trabalho de Conclusão do Curso em Engenharia Mecânica – Curso de Engenharia Mecânica, Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Porto Alegre, 2024.

RESUMO

O presente trabalho apresenta o desenvolvimento de um projeto de foguete capaz de atingir altitudes superiores a 5000 m e testes estáticos para verificar sua capacidade. Foram utilizadas relações unidimensionais adiabáticas de combustão para o projeto do motor e armadura. A teoria de cascas é empregada para determinar as tensões na armadura. Aço, alumínio, fibra de carbono e fibra de vidro são estudados como materiais para o foguete. A temperatura na armadura do foguete foi calculada utilizando um coeficiente convectivo externo para cilindros em escoamento axial, um coeficiente convectivo interno e radiação de corpo negro. Um código em Python foi desenvolvido para simular a trajetória do foguete e sua evolução térmica, considerando diferentes condições de pressão interna e espessuras de armadura. Diferentes tipos de açúcares foram testados na composição do combustível. Testes estáticos foram desenvolvidos, utilizando carga parcial de combustível. O impulso total do foguete é comparado com o valor teórico. O empuxo obtido foi próximo do valor de projeto, mas o impulso específico foi abaixo do esperado.

PALAVRAS-CHAVE: foguete, motor, combustão, trajetória, simulação.

Braz da Silva, Leonardo. **Project and prototyping of a tropospheric rocket**. 2024. 20. Mechanical Engineering End of Course Monography – Mechanical Engineering degree, The Federal University of Rio Grande do Sul, Porto Alegre, 2024.

ABSTRACT

The design and prototyping of a model rocket able to reach altitudes exceeding 5000m is presented. Adiabatic unidimensional combustion equations were used in the project for engine and casing. Hoop stress theory was used in order to calculate stresses in the rocket casing. Steel, aluminum, carbon fiber and glass fiber were studied as casing materials. Temperature in the casing is modelled through an internal convective coefficient, an external coefficient used in axial flows in cylinders and black body radiation. A Python script was used to simulate the trajectory of the rocket and its thermal evolution, taking into account different internal pressures and casing thicknesses. Various sugar types were tested in the fuel mix. Static tests were executed, under partial load conditions. Total impulse and thrust were measured and compared to theoretical values. The thrust measured is close to what was expected, but the specific impulse falls below the project specifications.

KEYWORDS: rocket, engine, combustion, trajectory, simulation.

NOMENCLATURA

Símbolos	Variável de entrada	Unidade
I	Impulso	[kg m s ⁻¹]
I_{sp}	Impulso específico	[s]
t	Tempo	[s]
t_q	Tempo de queima total	[s]
t_t	Tempo de topo da trajetória	[s]
b	Espessura da armadura cilíndrica	[m]
d	Diâmetro externo da armadura	[m]
D	Diâmetro externo da armadura	[m]
l	Comprimento da armadura	[m]
L	Comprimento da câmara de combustão	[m]
T_W	Temperatura na armadura	[K]
T_{ext}	Temperatura externa	[K]
T_1	Temperatura do fluido na câmara de combustão	[K]
T_t	Temperatura do fluido na estrição	[K]
m	Massa instantânea do foguete	[kg]
m_f	Massa de combustível	[kg]
m_e	Massa vazia	[kg]
m_p	Massa do paraquedas	[kg]
m_n	Massa da tubeira (<i>nozzle</i>)	[kg]
m_c	Massa da armadura (<i>casing</i>)	[kg]
m'_c	Massa por unidade de comprimento da armadura	[kg m ⁻¹]
m'_f	Massa por unidade de comprimento do combustível	[kg m ⁻¹]
\dot{m}	Vazão mássica de combustível	[kg s ⁻¹]
F	Empuxo do motor	[kg m s ⁻²]
W	Peso do foguete	[kg m s ⁻²]
D	Força de arrasto	[kg m s ⁻²]
ΔV	Delta-V	[m s ⁻¹]
G_L	Perdas gravitacionais	[m s ⁻¹]
D_L	Perdas por arrasto	[m s ⁻¹]
V_2	Velocidade do fluido na saída da tubeira	[m s ⁻¹]
V_t	Velocidade do fluido na estrição	[m s ⁻¹]
g	Aceleração local da gravidade	[m s ⁻²]
g_0	Aceleração da gravidade na superfície da Terra	[m s ⁻²]
TWR	Razão empuxo-peso	[-]
FR	Razão combustível-massa seca	[-]
Nu	Número de Nusselt	[-]
Re	Número de Reynolds	[-]
Ma	Número de Mach	[-]
k	Coeficiente de expansão adiabática	[-]
p_1	Pressão na câmara de combustão	[kg m ⁻¹ s ⁻²]
p_2	Pressão na saída da tubeira	[kg m ⁻¹ s ⁻²]
p_3	Pressão externa	[kg m ⁻¹ s ⁻²]
p_t	Pressão na estrição da tubeira	[kg m ⁻¹ s ⁻²]
A_1	Área da seção transversal da câmara de combustão	[m ²]
A_2	Área da seção transversal da saída da tubeira	[m ²]

A_t	Área da seção transversal da estrição da tubeira	$[m^2]$
A_{int}	Área da superfície interna da câmara de combustão	$[m^2]$
A_{ext}	Área da superfície externa da câmara de combustão	$[m^2]$
v_1	Volume específico do fluido na câmara de combustão	$[m^3 \text{ kg}^{-1}]$
v_2	Volume específico do fluido na câmara de combustão	$[m^3 \text{ kg}^{-1}]$
v_t	Volume específico do fluido na câmara de combustão	$[m^3 \text{ kg}^{-1}]$
c_{pf}	Calor específico a pressão constante do combustível	$[m^2 \text{ s}^{-2} \text{ K}^{-1}]$
c	Calor específico da armadura	$[m^2 \text{ s}^{-2} \text{ K}^{-1}]$
E_V	Energia dentro do volume de controle	$[kg \text{ m}^2 \text{ s}^{-2}]$
\dot{E}_G	Taxa de geração de energia dentro do volume de controle	$[kg \text{ m}^2 \text{ s}^{-3}]$
\dot{Q}	Taxa de transferência de calor no domínio	$[kg \text{ m}^2 \text{ s}^{-3}]$
\dot{W}	Taxa de produção de trabalho no domínio	$[kg \text{ m}^2 \text{ s}^{-3}]$
q_{comb}	Taxa de transferência de calor devido à combustão	$[kg \text{ m}^2 \text{ s}^{-3}]$
q_{rad}	Taxa de transferência de calor devido à radiação	$[kg \text{ m}^2 \text{ s}^{-3}]$
q_{conv}	Taxa de transferência de calor devido à convecção	$[kg \text{ m}^2 \text{ s}^{-3}]$
$q''_{rad,i}$	Taxa de transferência de calor devido à radiação interna	$[kg \text{ s}^{-3}]$
$q''_{rad,e}$	Taxa de transferência de calor devido à radiação externa	$[kg \text{ s}^{-3}]$
$q''_{conv,i}$	Taxa de transferência de calor devido à convecção interna	$[kg \text{ s}^{-3}]$
$q''_{conv,e}$	Taxa de transferência de calor devido à convecção externa	$[kg \text{ s}^{-3}]$

Símbolos gregos

ρ_c	Massa específica da armadura	$[kg \text{ m}^{-3}]$
ρ_f	Massa específica do combustível	$[kg \text{ m}^{-3}]$
σ	Tensão limite do material	$[kg \text{ m}^{-1} \text{ s}^{-2}]$

Abreviaturas e acrônimos

VLS	Veículo Lançador de Satélites
AEB	Agência Espacial Brasileira
IAE	Instituto de Aeronáutica e Espaço
LASC	<i>Latin American Space Challenge</i>
NASA	<i>National Aeronautics and Space Administration</i>
ASME	<i>American Society of Mechanical Engineers</i>
USC	<i>Untitled Space Craft</i> ¹

¹ Untitled Space Craft é o nome padrão para um foguete que ainda não tem nome no jogo Kerbal Space Program. Esse nome foi adotado no projeto como uma homenagem ao jogo que foi a principal inspiração por trás desse trabalho.

SUMÁRIO

NOMENCLATURA.....	i
1. INTRODUÇÃO.....	1
1.1 Objetivos.....	1
1.2 Objetivos específicos	1
2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	2
3. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	2
3.1 Relações unidimensionais para foguetes	2
3.2 Projeto da câmara de combustão	4
3.3 Projeto mecânico.....	5
4. METODOLOGIA.....	6
4.1 Código integrador	6
4.2 Modelo térmico.....	8
4.3 Ensaios de combustão.....	9
4.4 Testes estáticos	9
5. RESULTADOS	11
5.1 Projeto preliminar	11
5.2 Testes de combustão	13
5.3 Testes estáticos	13
6. CONCLUSÕES E SUGESTÕES DE TRABALHOS FUTUROS	15
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	16
APÊNDICE A – CÓDIGO DO SIMULADOR DE VOO	18
APÊNDICE B – FOTOS DOS TESTES.....	19

1. INTRODUÇÃO

O desenvolvimento de foguetes no Brasil encontra-se em uma fase de lento progresso. O mais recente foguete brasileiro a decolar, o VSB-30, é uma plataforma de lançamento suborbital, tendo sido desenvolvido em 2004. O Veículo Lançador de Satélites (VLS), após seu acidente em 2003, encontrou-se em um limbo, deixando o país dependente de agências espaciais estrangeiras para lançar seus satélites em órbita. Diversas vezes houve tentativas de retomar a capacidade de lançamento orbital do Brasil, seja reiniciando o projeto do VLS (IAE, 2016) ou com programas de desenvolvimento em conjunto com outros países (AEB, 2012). O desenvolvimento de foguetes no Brasil dá-se quase inteiramente dentro de competições como a *Latin American Space Challenge* (LASC), voltadas para estudantes. Essas competições desafiam os estudantes a lançarem cargas até altitudes determinadas, recuperando o foguete ao término de seu voo.

O projeto de um foguete abrange muitas áreas da Engenharia Mecânica. O componente principal de qualquer foguete, o motor, baseia-se em relações termodinâmicas de combustão, com uma câmara que necessita de um projeto térmico e estrutural adequado para conter sua temperatura e pressão interna. É também necessária uma seleção de materiais capazes de resistir às altas temperaturas e tensões do processo, conciliando-os com os custos envolvidos no seu uso. Todos os componentes devem ser projetados em conjunto, devido à sua forte interdependência. O resultado é um projeto integrado, abrangendo várias áreas simultaneamente e exibindo a excelência da Engenharia.

A troposfera é a região mais baixa da atmosfera, contendo 75% de sua massa total (MCGRAW-HILL, 2005). Ela estabelece um limite seguro para o voo de foguetes amadores, estando logo abaixo das altitudes atingidas por aviões de passageiros, cerca de 10 km. Um foguete capaz de atingir essas altitudes pode passar por seu ponto de máxima pressão atmosférica, podendo até mesmo ultrapassar Mach 1. A temperatura do ar rarefeito também pode atingir valores abaixo dos $-50\text{ }^{\circ}\text{C}$. Esses fatores, entre outros, tornam o projeto de um foguete capaz de atingir tais altitudes um grande desafio, ao mesmo tempo sendo bastante atraente para projetos a nível estudantil.

1.1 Objetivos

Busca-se executar o projeto de um foguete capaz de atingir uma altitude de pelo menos 5 km e verificar através de testes estáticos o projeto desenvolvido.

1.2 Objetivos específicos

Devem ser projetados, construídos e testados os seguintes subsistemas:

- Armadura do foguete;
- Tubeira;
- Combustível;
- Bancada de testes estáticos;

Deve ainda ser analisada a influência de diferentes escolhas de materiais no projeto, levando em conta a viabilidade de seu uso. Por fim, devem ser executados testes estáticos do foguete, medindo seu empuxo, a fim de avaliar sua capacidade de atingir os objetivos de seu projeto.

2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

A ciência dos foguetes é, para os padrões científicos, relativamente jovem. Tsiolkovsky (1903) escreveu o primeiro artigo sobre viagem espacial tripulada, onde descreveu equações fundamentais para o desenvolvimento da área. A assim chamada “equação dos foguetes de Tsiolkovsky”, utilizada nesse trabalho, recebe seu nome e descreve a relação mais importante para qualquer sistema de propulsão por reação. Seu trabalho foi utilizado principalmente dentro da União Soviética, mas não atingiu atenção internacional.

O estudo conduzido por Greenwell et al. (2018), feito em túnel de vento, revisa diferentes configurações de cones de nariz. O estudo de Crowell (1996) indica a performance de diferentes tipos de cones de nariz em outros regimes de velocidade, inclusive supersônica. O relatório técnico de Gregorek (1970) fornece relações empíricas para o arrasto de foguetes modelo, incluindo cone, corpo principal e aletas.

O monógrafo da NASA (WHITFIELD, 1970) fornece princípios para a seleção de materiais metálicos para a casca do motor. Rajesh (2017) apresenta uma revisão sobre a aplicação de materiais compósitos nesse mesmo contexto. Para o cálculo da espessura do casco do motor e de seu tampo, é utilizada a norma ASME VIII-D1 (ASME, 2010).

Para desenvolver um estudo das condições térmicas do casco do motor, Avallone e Baumeister (1996) fornecem um coeficiente de convecção para os gases dentro do motor. O comportamento do calor dentro do motor pode ser modelado por um sistema de resistências térmicas, conforme detalhado por Incropera et al. (2011). Wiberg e Lior (2004) fornecem relações para a transferência de calor de um cilindro em escoamento axial, utilizadas para o cálculo da perda de calor do foguete durante sua ascensão. Finalmente, os cálculos relacionados à combustão são encontrados no livro de Sutton e Biblarz (2001).

Todo o processo de design de cada elemento do motor é apoiado nos estudos de Robert Nakka (2024), que lança foguetes amadores desde 1972. Sua página (nakka-rocketry.net) fornece relações matemáticas, instruções de preparo, informações sobre construção, aerodinâmica, testes e todos os outros aspectos de foguetes de modelo. Suas contribuições são a base de quase todos os aspectos deste projeto. A tese de conclusão de curso de Nakka (1984) detalha de maneira aprofundada seu projeto de um motor utilizando combustível sólido, bancada de testes e os modelos utilizados.

Correia (2016), em seu relatório, estuda os efeitos da variação da razão entre açúcar e nitrato de potássio no combustível. Seus resultados indicam que uma proporção de 65% de KNO_3 em massa proporciona o maior impulso médio nos testes executados. Nakka (2023) estuda diferentes combustíveis em conjunto com o oxidante, incluindo açúcar, dextrose e sorbitol. Cada material possui uma curva de taxa de queima diferente, com o sorbitol apresentando certas vantagens na temperatura de fusão. Por fim, Rui (2020) executa um estudo analítico e numérico para o dimensionamento de um motor e sua armadura. Seus resultados são então avaliados a partir de testes estáticos. Seu estudo também usa o software *Open Rocket* para identificar o apogeu do foguete, comparando seu motor a uma versão anterior usada pela equipe *Phoenix Rocket Team*.

3. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

3.1 Relações unidimensionais para foguetes

Um sistema de propulsão deve produzir empuxo. Em motores de combustão tradicionais, esse empuxo é gerado ao expelir gases em alta velocidade no sentido oposto ao da aceleração desejada. O impulso I , em Ns , é dado pela integral da força no tempo de funcionamento do

motor. O impulso específico I_{sp} , dado em s, é uma medida do impulso gerado dividido pelo peso do combustível queimado, considerando a aceleração da gravidade na superfície da Terra. As Equações 1 e 2 apresentam o cálculo dessas grandezas, respectivamente.

$$I = \int_0^{t_q} F dt \quad (1)$$

$$I_{sp} = \frac{I}{g_0 m_f} \quad (2)$$

O impulso específico mede a eficiência de um dado conjunto motor-combustível em produzir empuxo. Para motores modernos que utilizam combustíveis líquidos, esse valor geralmente varia entre 300 e 450 segundos. Para os que usam combustíveis sólidos, geralmente varia entre 200 e 300 segundos (ENCYCLOPEDIA ASTRONAUTICA, 2019). O impulso específico é utilizado para calcular a velocidade máxima atingida por um foguete ao consumir seu combustível em um ambiente sem outras forças atuantes. Essa grandeza, ΔV , em m/s, é dada pela Equação 3.

$$\Delta V = I_{sp} g_0 \ln \frac{m_f + m_e}{m_e} \quad (3)$$

Essa velocidade pode ser utilizada na equação de conservação de energia de forma simples caso o arrasto seja considerado nulo e a alteração de velocidade seja aplicada instantaneamente. Entretanto, é preciso levar em conta a ação da gravidade e do arrasto durante toda a ascensão do foguete. Essas duas forças geram reduções na velocidade final atingida, quando considerando a sua ascensão. A Figura 1 apresenta um diagrama de corpo livre do foguete em voo vertical. O Glossário apresenta a nomenclatura das partes fundamentais do foguete.

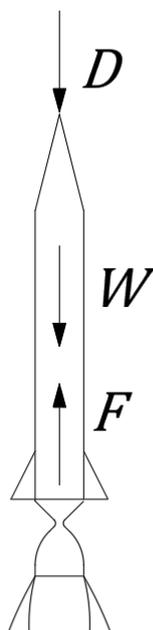


Figura 1: Diagrama de corpo livre do foguete. As forças de empuxo, peso e arrasto agem durante a trajetória do foguete, com o empuxo se tornando nulo e o arrasto invertendo o sentido após cruzar os tempos de queima total t_q e de topo t_t , respectivamente.

As perdas por gravidade G_L e as perdas por arrasto D_L , também dadas em m/s, são calculadas através das Equações 4 e 5, respectivamente. Essas perdas descrevem a quantidade de combustível consumido sem gerar alteração na velocidade ou altitude do foguete.

$$G_L = \int_0^{t_q} \frac{W}{F} g dt \quad (4)$$

$$D_L = \int_0^{t_t} \frac{D}{m} dt \quad (5)$$

As perdas por gravidade podem ser reduzidas aumentando o empuxo do motor, pois isso reduz o tempo total de queima t_q e aumenta o denominador da fração da integral. Entretanto, o aumento do empuxo também aumenta as perdas por arrasto, visto que o foguete acelera em um espaço de tempo mais curto, gastando mais energia lutando contra o arrasto na região da atmosfera com maior massa específica. A razão empuxo-peso frequentemente é tratada como uma grandeza à parte, TWR . Seu cálculo é demonstrado na Equação 6. Pode-se ainda explicitar o papel dessa razão nas perdas por arrasto, conforme apresentado na Equação 7.

$$TWR = \frac{F}{W} \quad (6)$$

$$G_L = \int_0^{t_q} \frac{1}{TWR} g dt \quad (7)$$

Dessa forma, existe um TWR ideal para uma dada razão mássica e impulso específico, de maneira que as perdas por gravidade e por arrasto sejam minimizadas. Vale notar que o TWR de um foguete aumenta conforme ele queima combustível, pois o peso do foguete reduz enquanto o empuxo se mantém aproximadamente constante.

3.2 Projeto da câmara de combustão

O processo que produz empuxo em um foguete é a combustão de seu combustível e oxidante, produzindo um gás quente. Esse gás passa por um canal convergente-divergente em uma peça denominada tubeira, onde o escoamento atinge Mach 1 na região de menor área. Ao sair da estricção, em uma tubeira bem projetada, o gás reduz sua massa específica, aumentando sua velocidade e atingindo um escoamento supersônico. A Equação 8 mostra o empuxo F em N produzido por um motor como função das propriedades do fluido. A Figura 2 mostra os pontos onde as propriedades são tomadas.

$$F = \dot{m}V_2 + (p_2 - p_3)A_2 \quad (8)$$

A parcela de empuxo que origina-se da diferença de pressão é muito pequena quando comparada à do termo cinético (SUTTON; BIBLARZ, 2001). Além disso, as tubeiras são projetadas para possuírem pressão de saída igual à atmosférica em motores que operam no nível do mar. Isso é feito para evitar problemas com superexpansão e subexpansão, efeitos que reduzem o impulso específico do motor. Esse também é o caso neste projeto.

Alternativamente, o empuxo F pode ser especificado como função do impulso específico, conforme mostra a Equação 9.

$$F = I_{sp}g_0\dot{m} + (p_2 - p_3)A_2 \quad (9)$$

Resta agora relacionar o empuxo às características da tubeira. A Equação 10 apresenta o empuxo F como função das propriedades do escoamento e sua geometria. O volume

específico na garganta v_t em m^3/kg e as velocidades na garganta V_t e na saída V_2 , ambas em m/s , estão apresentadas nas Equações 11, 12 e 13, respectivamente. Todas as equações utilizadas partem de relações adiabáticas e gases ideais.

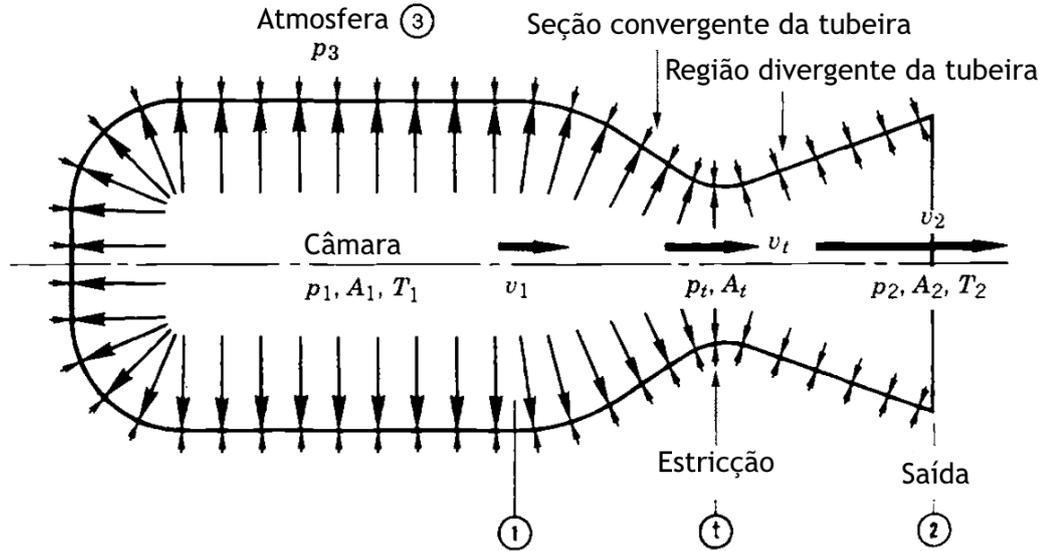


Figura 2: Regiões de um motor de foguete. A pressão atmosférica varia com a altitude e as outras variáveis só possuem gradientes ao longo do motor. Fonte: Adaptado de Sutton e Biblarz, 2001.

$$F = \dot{m}V_2 = \frac{1}{v_t} V_t A_t V_2 \quad (10)$$

$$v_t = \frac{RT_t}{p_t} \left(\frac{k+1}{2} \right)^{\frac{1}{k-1}} \quad (11)$$

$$V_t = \frac{2k}{k+1} RT_t \quad (12)$$

$$V_2 = \sqrt{\frac{2k}{k-1} RT_1 \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad (13)$$

A Equação 14 apresenta o cálculo da temperatura na garganta T_t , em K.

$$T_t = \frac{2T_1}{k+1} \quad (14)$$

Por fim, torna-se necessário determinar o impulso específico do motor. Isso pode ser feito de forma simples através da Equação 15.

$$I_{sp} = \frac{V_2}{g_0} \quad (15)$$

O valor do coeficiente de expansão adiabática k é tomado do trabalho de Nakka (2023).

3.3 Projeto mecânico

Para calcular as tensões existentes na armadura do motor, foi adotado um método simplificado utilizando a teoria de cascas. Em seções cilíndricas, a espessura da armadura b , em m, pode ser calculada através da Equação 16.

$$b = \frac{p_1 D}{2\sigma - 0,6p_1} \quad (16)$$

Segundo a norma ASME VIII-D1 (2010), um termo de eficiência de solda deveria ser incluído no primeiro termo do denominador da Equação 16. Esse termo foi negligenciado.

Outra consideração importante no projeto é a pressão interna não ser uniforme no tempo. Sabe-se que a pressão dentro da câmara de combustão pode passar por um pico em tempos diferentes dependendo do tamanho da carga de ignição utilizada (NAKKA, 2022). A Figura 3 mostra a curva de pressão em função do tempo para dois testes com cargas diferentes.

A figura mostra um pico de cerca de 1750 psi com a carga maior, com um aumento rápido no início do processo de combustão. O teste com a carga menor, em comparação, teve um início bem mais lento, atingindo uma pressão média de cerca de 1100 psi.

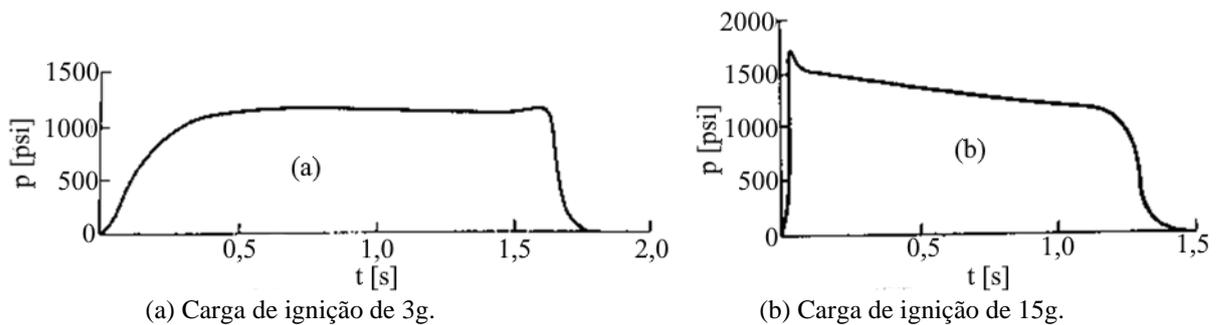


Figura 3: Pressão em função do tempo para um teste com mesma carga de combustível e carga de ignição de 3 g e 15 g, respectivamente. Nota-se um pico de pressão no estágio final da queima na primeira curva e no estágio inicial na segunda. Essa pressão pode exceder o valor de regime permanente, que é determinado na fase de projeto. Fonte: Adaptado de <https://www.nakka-rocketry.net/igniter.html>. Acesso em 19/08/2024.

A pressão dentro da câmara passa por estágios diferentes, com o cálculo de combustão levando em conta apenas o valor médio, considerado de regime permanente. Outro efeito importante dessa variação é a alteração do tempo total de queima. Patamares mais elevados de pressão resultam em uma queima mais curta e um empuxo mais elevado. Devido à pressão máxima (e conseqüentemente o empuxo máximo) ser atingida mais rapidamente, o impulso total do motor aumenta, assim como seu impulso específico.

4. METODOLOGIA

4.1 Código integrador

Devido ao número de variáveis que devem ser analisadas simultaneamente nesse projeto, optou-se por desenvolver um programa capaz de calcular o efeito de diferentes configurações no comportamento do foguete como um todo. O código foi desenvolvido em Python, utilizando a biblioteca matplotlib para gerar figuras. Foram elaborados gradualmente módulos capazes de executar o projeto de tubeira, variar a pressão da câmara de combustão, variar os materiais da armadura, dimensionar seu comprimento e espessura, calcular sua temperatura durante o voo e simular a trajetória do foguete.

O código parte da definição do diâmetro externo e comprimento máximo da armadura. Supondo que todos os módulos estejam ligados, o programa segue os passos listados abaixo.

- Definição de valores da pressão interna p_1 ;
- Dimensionamento da tubeira de acordo com p_1 e o empuxo desejado F , utilizando as Equações 10 até 14;

- Dimensionamento da espessura da armadura de acordo com a Equação 16 e um coeficiente de segurança de 2;
- Cálculo da massa da armadura por unidade de comprimento m'_c e massa do combustível por unidade de comprimento m'_f através das Equações 18 e 19;
- Determinação do comprimento da armadura como função da razão mássica FR desejada através da Equação 17;
- Simulação do lançamento do foguete, assumindo empuxo e impulso específico constantes;
- Cálculo da evolução da temperatura em função do tempo.

O Apêndice A entra em detalhes sobre o funcionamento do código, assim como disponibiliza seu arquivo e dependências através de um link para o GitHub. O lançamento do foguete é simulado integrando as equações da dinâmica com o método de Euler, calculando a aceleração, velocidade e posição como funções do tempo. O empuxo do foguete, assim como sua vazão mássica, é considerado constante. O arrasto é modelado com um coeficiente de arrasto constante. Em foguetes modelo, esse valor geralmente é da ordem de grandeza de 0,5 (GREGOREK, 1970). Foi executada uma simulação com o foguete no software ANSYS Fluent com a licença de estudante para confirmar esse resultado, retornando valor de 0,28. Foram utilizadas condições subsônicas Devido ao código desenvolvido não ser capaz de simular efeitos de compressibilidade, adotou-se um valor de 0,5 para estabelecer margem de segurança nos resultados obtidos. O coeficiente de arrasto é adimensionalizado a partir da área da seção transversal do foguete.

As propriedades utilizadas para o cálculo de resistência e massa linear foram obtidas no site MatWeb (2024). A Tabela 1 apresenta os valores utilizados.

Tabela 1: Materiais e propriedades utilizados no simulador.

Material	Aço AISI 1020	Aço AISI 1045	Alclad 2014-T6	Fibra de vidro	Fibra de carbono
Tensão admissível [MPa]	350	530	203	2415	3000
Massa específica [kg/m³]	7870	7850	2800	2110	2000
Condutividade térmica [W/m K]	56,7	56,7	186	0,36	0,63
Calor específico [J/kg K]	486	486	875	787	750

Ao dimensionar a armadura, busca-se atingir uma razão de combustível FR (isto é, entre peso de combustível e peso total) adequada, para maximizar o ΔV da missão. A razão de combustível é dada pela Equação 17. A massa por unidade de comprimento da armadura m'_c e por unidade de comprimento do combustível m'_f são dadas pelas Equações 18 e 19, respectivamente.

$$FR = \frac{m_f}{m_f + m_e} = \frac{l m'_f}{l(m'_f + m'_c) + m_p + m_n} \quad (17)$$

$$m'_f = \frac{\pi}{4} (D - d)^2 \rho_f = \frac{\pi}{4} (D - 2b)^2 \rho_f \quad (18)$$

$$m'_c = \frac{\pi}{4} [D^2 - (D - d)^2] \rho_c \quad (19)$$

Para poder dimensionar a armadura sem conhecer exatamente a massa da tubeira, aletas, cone de nariz ou paraquedas, assumiu-se que tubeira e aletas teriam massa total m_n de 2 kg e a massa dos equipamentos no cone do foguete m_p somaria 2 kg. O comprimento máximo da armadura foi limitado em 700 mm por considerações de transporte. O cálculo do comprimento da armadura buscando atingir uma dada razão mássica é realizado através da Equação 20.

$$l = \frac{FR(m_p + m_n)}{m'_f - FR(m'_c + m'_f)} \quad (20)$$

4.2 Modelo térmico

Os cálculos térmicos do foguete foram executados mediante algumas simplificações. Parte-se da primeira lei da termodinâmica aplicada em um volume de controle, dada na Equação 21 (BERGMAN et al., 2011).

$$\frac{dE_V}{dt} = \dot{Q} - \dot{W} + \dot{E}_g \quad (21)$$

O volume de controle selecionado é a armadura do foguete. Não há qualquer trabalho dentro volume, fazendo com que o termo possa ser negligenciado. Também não há geração de energia interna à armadura. O termo de transporte de calor pode ser tratado como três termos separados: calor transferido ao volume pelos gases dentro da armadura, calor liberado ao ambiente na forma de radiação e calor transportado por convecção externa à armadura. Por fim, a energia dentro do volume é dada pela sua energia interna, que por sua vez é dada pelo produto do calor específico da armadura com sua massa e temperatura. A Equação 22 mostra o resultado das simplificações executadas.

$$\frac{d(cm_c T_W)}{dt} = q_{comb} + q_{conv} + q_{rad} \quad (22)$$

A massa da armadura é constante. Seu calor específico é assumido constante, apesar da grande variação de temperaturas possível. A Equação 23 apresenta o resultado obtido.

$$cm_c \frac{dT_W}{dt} = q_{comb} + q_{conv} + q_{rad} \quad (23)$$

As expressões para a taxa de transferência de calor podem então ser substituídas, obtendo uma expressão que deve ser integrada nas áreas interna e externa da armadura, conforme mostra a Equação 24. A taxa de transferência de calor da combustão é dividida em um termo de convecção e outro de radiação.

$$cm_c \frac{dT_W}{dt} = \int_{A_{int}} q''_{conv,i} dA + \int_{A_{int}} q''_{rad,i} dA + \int_{A_{ext}} q''_{conv,e} dA + \int_{A_{ext}} q''_{rad,e} dA \quad (24)$$

Assume-se simetria azimutal na transferência térmica na armadura. Além disso, para simplificar a modelagem do problema, assume-se que não há gradientes térmicos axiais. Isso resulta em uma expressão simples para a evolução temporal da temperatura na armadura, dada na Equação 25.

$$cm_c \frac{dT_W}{dt} = A_{int}(q''_{conv,i} + q''_{rad,i}) + A_{ext}(q''_{conv,e} + q''_{rad,e}) \quad (25)$$

As expressões para a transferência de calor por radiação assumem que o gás quente e a armadura são corpos negros. O coeficiente convectivo interno é dado por Avallone e Bergmeister (1996). A convecção externa é calculada com um coeficiente dado por Wiberg e Noah (2004). Apesar do artigo tratar apenas de escoamentos com números de Reynolds entre 89.000 e 600.000, neste trabalho, os resultados do artigo foram extrapolados para valores superiores a isso. Através das simulações elaboradas, verificou-se escoamento com número de Reynolds de cerca de 1.500.000. A temperatura dos gases dentro do foguete é a de combustão adiabática (NAKKA, 2000). O aquecimento do ar externo devido a efeitos de compressibilidade não foi modelado. A Figura 4 apresenta um diagrama esquemático do modelo utilizado para calcular a transferência de calor no foguete.

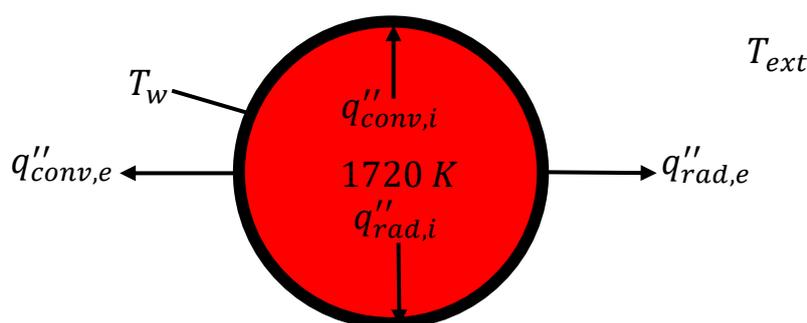


Figura 4: Transferência de calor no domínio. O calor entra na parede através da convecção e radiação da combustão, sendo liberado também por convecção e radiação. A temperatura externa T_{ext} é conhecida, variando com a altitude. T_w , a temperatura na parede, é a variável de interesse.

A Equação 25 é integrada e resolvida utilizando o método de Runge-Kutta. Esse método foi adotado após uma versão inicial, utilizando o método de Euler, apresentar problemas de convergência.

4.3 Ensaios de combustão

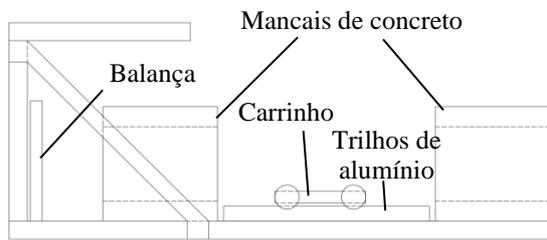
O combustível selecionado foi nitrato de potássio (66% mássico) e açúcar. Ambos os ingredientes são de fácil aquisição, com o combustível possuindo preparo rápido. Entretanto, há uma grande variedade de açúcares, mais e menos adequados à combustão. Para verificar a melhor combinação, alguns tipos de açúcares comerciais foram analisados: impalpável, demerara, xilitol, mascavo, refinado e cristal. Amostras de 5 g de combustível foram compostas e acesas com um maçarico. Os resultados foram comparados com base no tempo de combustão e intensidade visual da chama produzida.

4.4 Testes estáticos

Para mensurar o empuxo gerado pelo motor, foi elaborada uma bancada de testes. A Figura 5 mostra um diagrama esquemático do sistema, assim como uma foto dele montado.

Inicialmente, foi utilizada uma balança analógica para medir o empuxo produzido. Devido a problemas de calibração, ela foi posteriormente substituída por uma balança digital, da marca Benoá, de modelo EB7011-05. Ela possui limite de peso de 180 kgf e resolução de 100 gf. Após o vídeo do visor da balança ser gravado, os valores lidos foram exportados manualmente para uma tabela, onde foram lidos por um script em Python que produz as

curvas de força no tempo e integra numericamente os dados obtidos com o método trapezoidal para calcular o impulso gerado pela queima do combustível.



a) Diagrama esquemático.



b) Bancada real.

Figura 5: Bancada de testes. Dois tijolos de concreto atuam como mancais radiais, impedindo que o foguete escape de seu caminho. O foguete é montado sobre um carrinho que anda sobre trilhos de alumínio. Na ponta da bancada, é fixada uma balança digital para medir o empuxo gerado. Uma câmera fica voltada para o visor da balança, gravando seu valor. A tábua superior serve como apoio para uma cobertura que tapa a luz solar.

5. RESULTADOS

5.1 Projeto preliminar

As primeiras simulações executadas visavam identificar o TWR ideal para uma FR de $2/3$. Esse valor está dentro da realidade de um projeto de foguetes amador. Foram executadas simulações definindo um empuxo que gerasse o TWR desejado, mantendo o impulso específico constante e alterando a vazão mássica de combustível do foguete de acordo com a Equação 9. Foi assumido um impulso específico de 130 s, valor realista para um foguete utilizando nitrato de potássio e açúcar como combustível. A Figura 6 mostra os resultados obtidos. Conforme o previsto na Subseção 3.1, as perdas gravitacionais reduzem com o aumento do TWR , e as por arrasto aumentam. O foguete com razão empuxo-peso de 1,5 atingiu a maior altitude, por possuir o menor valor de perdas totais. Outras configurações, com TWR s maiores, atingiram altitudes próximas. Todos os foguetes com TWR menor que 3,5 ultrapassaram os 5 km, e nenhum foguete ficou abaixo de 4 km em seu apogeu. As perdas por arrasto, com exceção das sofridas pelo teste com TWR de 1,0, foram superiores a 600 m/s. As perdas por gravidade foram inferiores a 600 m/s em todos os testes. Isso indica que, na região atmosférica em que o foguete opera, o principal gerador de perdas é o arrasto para todos os casos, exceto o de TWR 1,0.

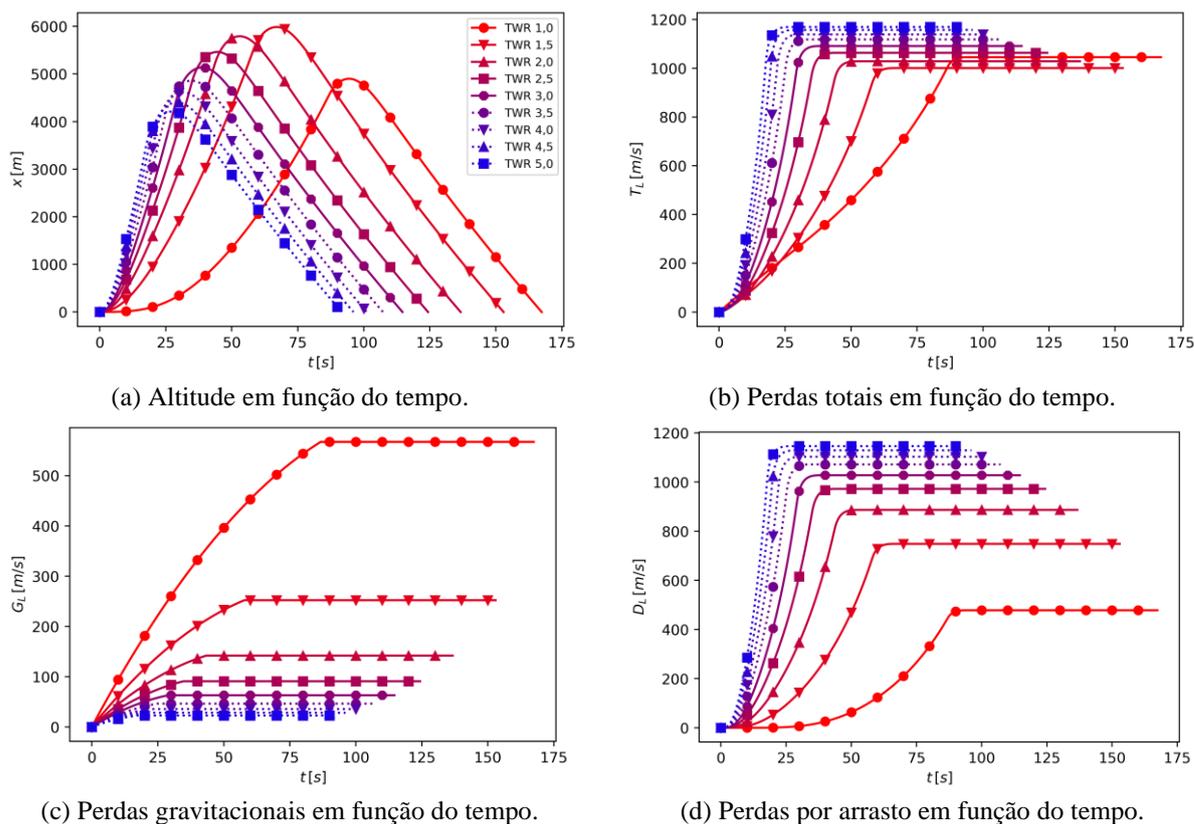
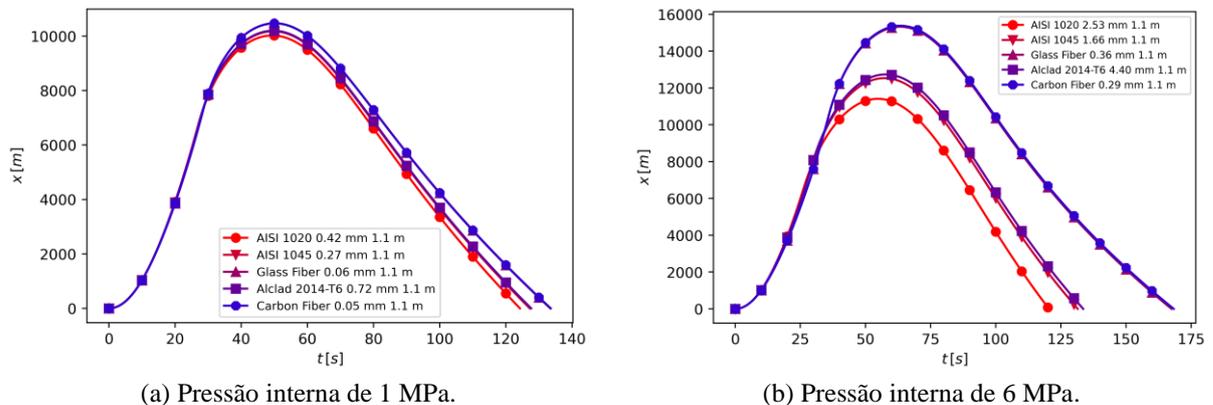


Figura 6: Resultados das simulações com TWR variados. A legenda do item (a) se aplica a todas as subfiguras. O foguete com menores perdas totais é o com TWR 1,5, resultando na maior altitude atingida. As perdas por arrasto crescem monotonamente com o aumento dessa razão, enquanto as por gravidade diminuem.

Apesar do foguete com TWR de 1,5 possuir os melhores resultados, outra consideração de projeto deve ser levada em conta. Devido ao foguete não possuir nenhuma forma de controle, em um lançamento real, ele estará sujeito a fugir de sua trajetória por qualquer

desequilíbrio no centro de massa, em sua geometria ou até mesmo por combustão assimétrica. Esse problema já foi resolvido nos primeiros foguetes de sondagem, construídos na década de 40: durante a decolagem, eles possuíam um estágio inferior com *TWR* elevado, para acelerar rapidamente de tal forma que as forças aerodinâmicas se tornassem o fator principal no equilíbrio da sonda. Devido ao foguete em questão possuir apenas um estágio, adotou-se o *TWR* mais elevado possível que ainda atinge uma altitude de 5 km, isto é, de valor 3,0.

Foram simuladas armaduras feitas dos materiais listados na Tabela 1. Foi utilizado um *TWR* de projeto de 3. Os resultados iniciais, utilizando apenas um comprimento limitado pela Equação 20, mostraram-se insatisfatórios. Por limitar o comprimento da armadura, materiais mais leves como a fibra de carbono e fibra de vidro não eram capazes de tomar vantagem da massa seca reduzida associada a seu uso. Foram elaboradas novas simulações onde o comprimento máximo de armadura (700 mm) foi utilizado. A Figura 7 apresenta os resultados obtidos. Pela Figura 7(a) percebe-se que a mudança de material gera pouca alteração na altitude máxima atingida pelo foguete com uma pressão interna baixa. Com o aumento dessa pressão, o peso da armadura começa a dominar o peso vazio do foguete, dando vantagem aos materiais compósitos, conforme a Figura 7(b).



(a) Pressão interna de 1 MPa.

(b) Pressão interna de 6 MPa.

Figura 7: Altitude em função do tempo para foguetes com armaduras de diferentes materiais. Na legenda, o primeiro valor indica a espessura da armadura, e o segundo, o comprimento total do foguete, considerando o cone de nariz projetado. *TWR* inicial de 3 e fator de segurança 2.

Foi analisada a viabilidade da construção do foguete com cada material. Os materiais compósitos apresentam maior altitude máxima. Entretanto, a construção de motores de compósitos normalmente envolve uma fabricação especial, onde os filamentos são enrolados sobre um mandril construído para esse propósito. Devido às limitações de escala desse projeto, seria necessário construir a armadura com tubos e tampos pré-fabricados, unindo-os com alguma resina. Devido à resistência das resinas comerciais comuns cair drasticamente com o aumento da temperatura, optou-se pelos designs metálicos, que podem ser soldados.

Por fim, estudou-se a viabilidade econômica da construção do foguete. Devido à diferença de custos entre tubulações de aço e de alumínio, optou-se pelo primeiro, apesar da performance reduzida do foguete.

O estudo da temperatura dentro do foguete também forneceu resultados satisfatórios. A temperatura da armadura praticamente não se altera durante o lançamento. A Figura 8 mostra esse resultado para diferentes materiais. Isso pode também indicar coeficientes convectivos incorretos. No segundo teste estático, constatou-se que a temperatura na armadura não passou de 100°C, apesar de possuir convecção externa praticamente natural. Esse resultado foi tomado como aceitável para o seguimento do projeto.

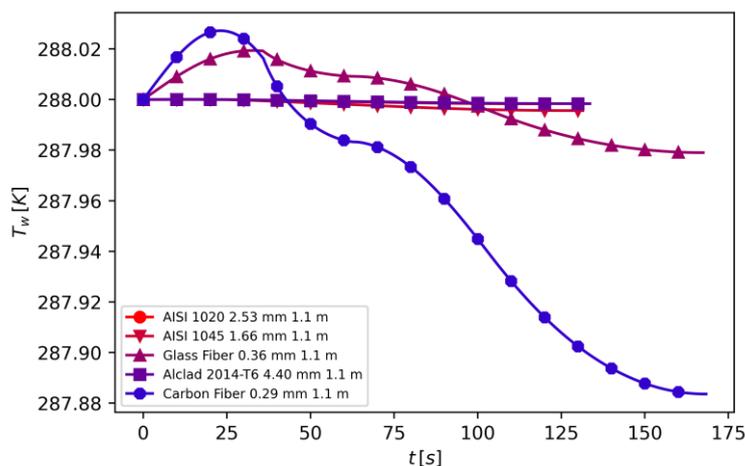


Figura 8: Resultados da evolução da temperatura da armadura para cada material, considerando uma pressão interna de 6 MPa.

5.2 Testes de combustão

Os resultados dos testes de combustão de amostras de açúcar estão apresentados na Tabela 2.

Tabela 2: Testes de combustão executados. O tempo de combustão é medido do início do ruído de combustão até o desaparecimento da chama visível.

Açúcar	Tempo de combustão [s]	Intensidade da chama
Impalpável	9	Alta
Demerara	8	Baixa
Xilitol	7	Baixa
Mascavo	10	Baixa
Refinado	8	Alta
Cristal	7	Alta

Dentre os açúcares escolhidos, os de tipo impalpável, refinado e cristal se destacaram pela intensidade da chama produzida. Para compor os primeiros testes do foguete, escolheu-se utilizar o açúcar impalpável, por possuir a granulometria mais fina de todos. Após alguns testes com blocos de combustível, foi constatado que o açúcar cristal apresentava fundição melhor que o impalpável, sendo menos viscoso. Isso ocorre pois o açúcar impalpável selecionado continha amido de milho, que possui papel de espessante na culinária. Todas as composições posteriores utilizaram açúcar cristal.

5.3 Testes estáticos

Um bloco de 1,3 kg de combustível foi preparado para o primeiro teste estático do foguete. A Figura 9 mostra as curvas de empuxo e impulso desse teste. O empuxo produzido foi abaixo do esperado, assim como o impulso. O impulso específico observado de 54_{-15}^{+0} s foi abaixo do projetado, de 150 s. Durante o teste, foi observado um vazamento severo na volta da tubeira, liberando combustível e reduzindo o empuxo mensurado. O Apêndice B apresenta fotos dos testes executados.

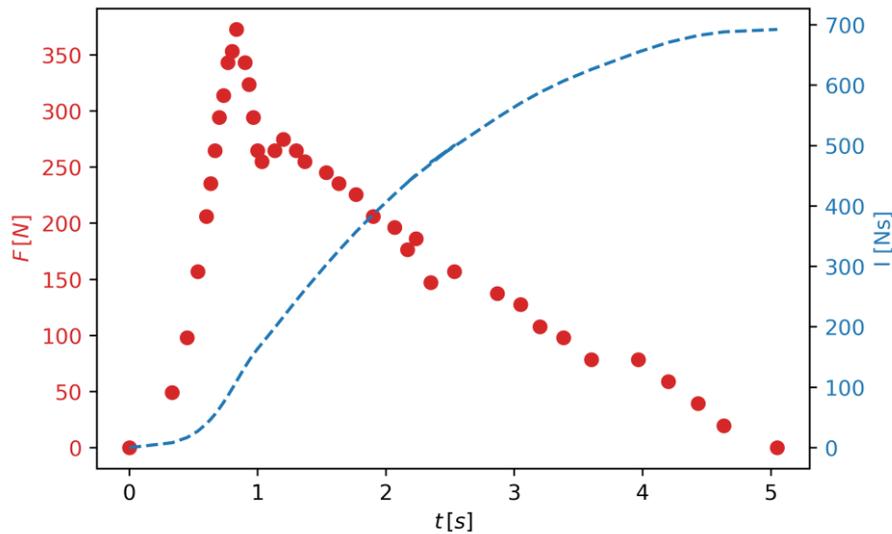


Figura 9: Empuxo e impulso do primeiro teste estático.

Em virtude dos vazamentos ocorridos no primeiro teste, o sistema de vedação foi reprojeto. Foi adicionado um anel de vedação e a união entre tubeira e armadura foi selada com massa epóxi bicomponente. Além disso, a balança analógica apresentou um problema onde sua leitura inicial era de 0 kg e a final de 3 kg, gerando a incerteza de 15 s presente na medição do impulso específico.

O foguete foi novamente montado na bancada de testes. A balança analógica foi substituída por uma digital, do modelo descrito na seção 4.3. A curva de empuxo e impulso resultante do teste novo pode ser visualizada na Figura 10. Com a selagem adequada do motor, o empuxo máximo atingido aumentou em mais de 60%, chegando a 61,5 kgf. O impulso específico também pôde ser medido com maior precisão devido à resolução da balança digital e por não possuir desvio de 3 kg como a analógica. O impulso específico observado possui valor de $61^{+0,05}_{-0,05}$ s. Entretanto, o teste atingiu o empuxo de projeto e perdeu sua pressão. Dessa forma, não é possível identificar se a pressão dentro do motor atingiu sua pressão de regime permanente ou não, o que poderia acarretar em um empuxo maior. Um valor de pico muito elevado também poderia romper a armadura. Além disso, o motor não está em suas condições de projeto até atingir essa pressão e, portanto, o cálculo de impulso específico não é representativo da verdadeira capacidade do sistema de propulsão projetado.

Outro problema verificado no teste estático do foguete foi no período inicial de seu funcionamento. A balança digital utilizada desliga-se automaticamente após um período de 20 segundos quando não está medindo nenhuma força. No teste estático desenvolvido, após a ignição, ela passa um breve período de tempo mostrando um valor nulo. É possível que, no período inicial de operação do motor, a balança estivesse sendo empurrada pelo motor sem mensurar seu empuxo.

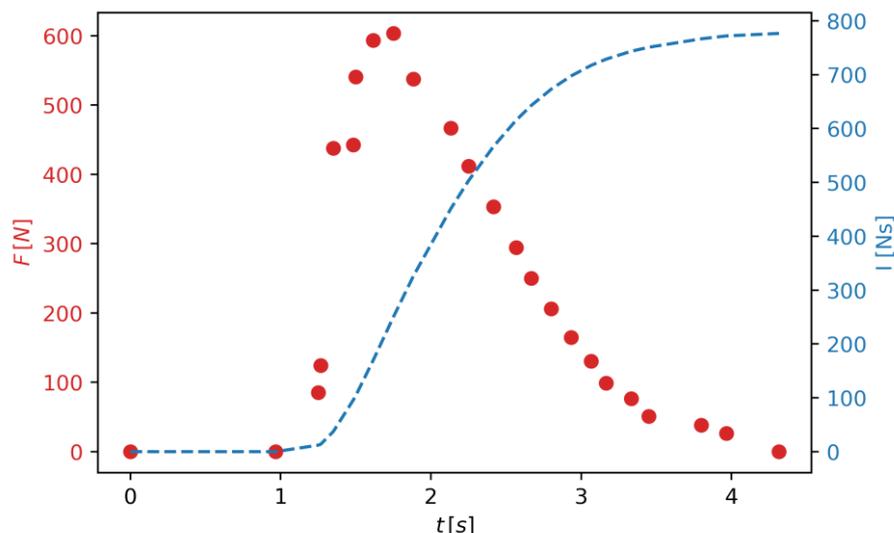


Figura 10: Empuxo e impulso do segundo teste estático.

6. CONCLUSÕES E SUGESTÕES DE TRABALHOS FUTUROS

O projeto do foguete obteve sucesso parcial. Foi possível projetar uma tubeira capaz de gerar o empuxo de projeto de 600 N, após uma falha inicial da vedação. Apesar disso, o impulso específico medido, de 61 s, foi menor que o esperado, de 150 s. Isso pode ter ocorrido devido a um teste muito curto, no qual não foi possível atingir a pressão de regime permanente, ou cálculo inadequado das condições internas ao foguete. A bancada de testes, após trocar sua balança, foi capaz de medir o empuxo com maior precisão.

O projeto mecânico da armadura obteve sucesso, mantendo a estrutura intacta após dois testes. O combustível produzido é de fácil manuseio e combustão. O projeto térmico do motor mostrou-se adequado, mantendo a temperatura da armadura dentro de limites mecanicamente aceitáveis, garantindo a resistência do material. O simulador de lançamento não obteve comprovação experimental, embora tenha apoiado o desenvolvimento do protótipo do foguete.

O trabalho desenvolvido demonstrou que a simulação de diferentes aspectos do projeto de maneira simultânea levou a um protótipo adequado, otimizando múltiplas variáveis. O projeto final possui prototipagem rápida e baixo custo se comparado às alternativas apresentadas.

Em trabalhos futuros, devem ser verificadas a veracidade do projeto mecânico e de propulsão, executando testes estáticos com carga total de combustível. Uma instrumentação adequada da câmara de combustão também permitiria comparação com o projeto executado. O uso de uma controladora em conjunto com superfícies de controle permitiria uma redução no empuxo do foguete durante a decolagem, permitindo maior altitude máxima na trajetória do foguete. Por fim, o projeto deve ser avaliado a partir de um lançamento real, comparando os dados obtidos do simulador de voo com a instrumentação implementada no foguete.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA. **Programa Nacional de Atividades Espaciais: PNAE: 2012-2021**, Brasília: Ministério da Ciência, Tecnologia e Inovação, Agência Espacial Brasileira, 2012.
- AMERICAN SOCIETY OF MECHANICAL ENGINEERS. **ASME VIII-D1: ASME Boiler and Pressure Vessel Code VIII Division 1**, New York, USA: ASME, 2010.
- AVALLONE, E.; BAUMEISTER III, T. **Marks' Standard Handbook for Mechanical Engineers**. 10. ed. Nova Iorque, USA: McGraw-Hill, 1996.
- CROWELL SR., G. A. **The descriptive Geometry of Nose Cones**, [s.l.], 1996. Disponível em: http://servidor.demec.ufpr.br/CFD/bibliografia/aerodinamica/Crowell_1996.pdf. Acesso em: 27 ago. 2024.
- WADE, M. **Encyclopedia Astronautica – Propellants**, [s.l.] 2019. Disponível em: <http://www.astronautix.com/p/propellants.html>. Acesso em: 27 ago. 2024.
- GREENWELL, O.; HOEK, C.; LEONI, P.; MOES, J. **Geometric Aerodynamics - Investigating the effects of nose shape on the drag force experienced by a rocket**, [s.l.], 2018.
- GREGOREK, G. M. **TR 11 Aerodynamic Drag of Model Rockets**, Colorado, EUA: Estes Rockets, 1970.
- INSTITUTO DE AERONÁUTICA E ESPAÇO. **IAE pretende revisar o programa de Veículos Lançadores de Satélites**, 2016. Disponível em: <https://iae.dcta.mil.br/index.php/ultimas-noticias/331-iae-propoe-revisar-o-programa-de-veiculos-lancadores-de-satelites1>. Acesso em: 27 ago. 2024.
- BERGMAN, T.L.; LAVINE, A.S.; INCROPERA, F.P.; DEWITT, D.P. **Fundamentals of Heat and Mass Transfer**. 6. ed. EUA: John Wiley & Sons, 2007.
- Matweb. **Material group search**. Disponível em: <https://www.matweb.com/search/MaterialGroupSearch.aspx>. Acesso em: 27 ago. 2024.
- MCGRAW-HILL. **McGraw-Hill Concise Encyclopedia of Science and Technology**. 5. ed. EUA: McGraw-Hill, 2005.
- NAKKA, R. **Igniter Systems**, 2022. Disponível em: <https://www.nakka-rocketry.net/igniter.html>. Acesso em: 27 ago. 2024.
- NAKKA, R. **Potassium Nitrate-Sucrose (KNSU) Propellant Chemistry and Performance Characteristics**, 2023. Disponível em: <https://www.nakka-rocketry.net/succhem.html>. Acesso em: 27 ago. 2024.
- NAKKA, R. **Richard Nakka's Experimental Rocketry Web Site**, 2024. Disponível em: <https://www.nakka-rocketry.net/>. Acesso em: 27 ago. 2024.
- NAKKA, R. **Solid Propellant Rocket Motor Design and Testing**, Manitoba, EUA: University of Manitoba, 1984. Disponível em: https://aeroconsystems.com/tips/RichardNakkaThesis_1984pdf.pdf. Acesso em: 27 ago. 2024.
- NAKKA, R. **Technical Notepad #1 -- KNSU Ideal Performance Calculations**, 2001. Disponível em: <https://www.nakka-rocketry.net/>. Acesso em: 28 ago. 2024.
- National Aeronautics and Space Agency. **Solid rocket motor metal cases**, [s.l.], 1970. Disponível em: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19700020430>. Acesso em: 27 ago. 2024.
- RAJESH, S.; SURESH, G.; MOHAN, R.C. A Review on Material Selection and Fabrication of Composite Solid Rocket Motor (SRM) Casing. **International Journal of Mechanics and Solids**, Índia, v. 12, n.1, p. 125-128, 2017.
- RUI, G. **Proposta de alteração da câmara de combustão aplicada ao motor do minifoguete da equipe Phoenix Rocket Team**, 2020. Trabalho de conclusão de curso

(Bacharelado em Engenharia Mecânica) – Universidade de Caxias do Sul, Caxias do Sul, 2020.

SUTTON, G. P.; BIBLARZ, O. **Rocket Propulsion Elements**. 7. ed. EUA: John Wiley & Sons, 2001.

TSIOLKOVSKY, K. E. **Exploração do Universo Através de Máquinas de Reação**, São Petersburgo, Rússia, 1903.

WIBERG, R.; LIOR, N. Heat transfer from a cylinder in axial turbulent flows. **International Journal of Heat and Mass Transfer**, Reino Unido: Oxford, v. 48, p. 1507-1517, 2005.

APÊNDICE A – CÓDIGO DO SIMULADOR DE VOO

Uma versão completa do código implementado nesse trabalho está disponível em <https://github.com/brastempcereja/RocketSim>. Alguns módulos e funções do programa serão descritos brevemente.

A1 – Interpolação linear

Frequentemente é necessário interpolar variáveis como a atração gravitacional, massa específica do ar ou viscosidade do ar. Isso é feito através da função `linintrp`, que toma duas grandezas relacionadas (como massa específica e altitude) e as interpola linearmente. Essa função pode ser utilizada para relacionar outras grandezas, como o coeficiente de arrasto e o número de Reynolds do escoamento.

A2 – Runge-Kutta

A função RKT utiliza o método de Runge-Kutta com 4 inclinações. Sua implementação é usada exclusivamente para calcular a evolução da temperatura no tempo na armadura.

A3 – TEMPSim

Esse módulo é utilizado para estudar a evolução no tempo da temperatura na armadura. A temperatura interna é constante, dada pela temperatura de combustão adiabática do combustível. A temperatura externa é calculada pela interpolação linear de dados obtidos da The Engineering Toolbox (?). O coeficiente convectivo interno é calculado de acordo com a Equação 26, obtida de Avallone e Bergmeister (1996).

$$h = 3,075 \frac{c_{pf} \frac{4\dot{m}}{\pi d^2}}{d^{0,2}} \left[1 + \left(\frac{d}{L} \right)^{0,7} \right] \quad (26)$$

O coeficiente convectivo externo é calculado a partir da expressão do artigo de Wiberg e Lior (2004), dado na Equação 27.

$$Nu = 0,14Re^{0,686} \quad (27)$$

Por fim, a temperatura é calculada pelo método de Runge-Kutta.

A4 – trajSim

A função `trajSim` calcula a trajetória do foguete ao longo do tempo. O empuxo do motor é considerado fixo. Em cada passo de tempo, é calculada a força peso do foguete e a do arrasto. O arrasto é considerado como tendo módulo negativo se a velocidade for positiva e módulo negativo se a velocidade for negativa. Fazendo o somatório das forças, o programa então divide seu resultado pela massa do foguete no passo de tempo, obtendo sua aceleração. A velocidade e altitude são então obtidas a partir de uma integração pelo método de Euler.

São calculadas também as variáveis derivadas do voo. O número de Reynolds e de Mach são registrados em função do tempo, considerando as propriedades variáveis da atmosfera. As perdas por arrasto são também calculadas através das Equações 4 e 5. A Figura 11 apresenta a

evolução do número de Mach do foguete, considerando pressão interna de 6 MPa. Verifica-se que o foguete passa por velocidades supersônicas na simulação.

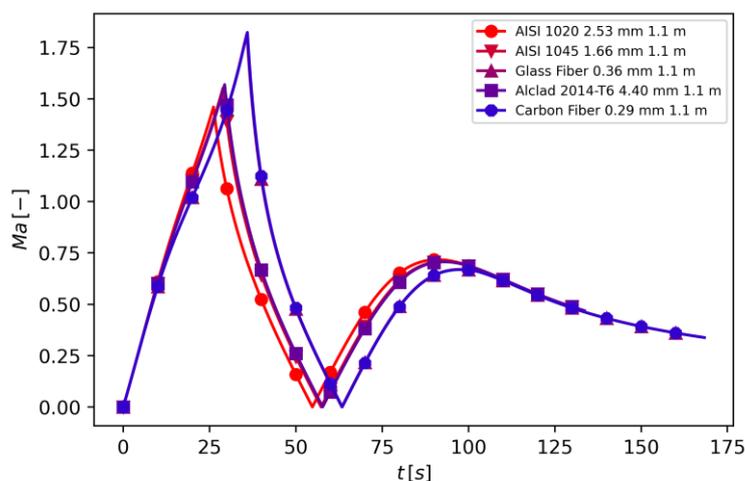


Figura 11: Número de Mach de foguetes de diferentes materiais, considerando pressão interna de 6 MPa.

APÊNDICE B – FOTOS DOS TESTES

Essa seção visa apresentar algumas imagens dos testes executados. A Figura 12 mostra a bancada de testes em sua fase inicial, utilizando uma balança analógica. O nível da bancada também não foi considerado adequadamente, levando a um leve desnível no equipamento. A Figura 13 mostra o foguete em funcionamento durante o primeiro teste estático, onde pode-se ver um vazamento pela lateral da tubeira.

A Figura 14 mostra o segundo teste estático do foguete. Não foi registrado nenhum vazamento na tubeira, levando à conclusão de que a vedação foi bem-sucedida. A Figura 15 mostra o mesmo teste estático de outro ângulo, com a tubeira em seu instante de maior temperatura.



Figura 12: Primeira versão da bancada de testes. Ela ainda não possuía apoio fixo nem teto, e seu nivelamento foi feito de maneira inapropriada.



Figura 13: Motor em pleno funcionamento. Ocorre vazamento no motor e a garganta atinge temperaturas elevadas.



Figura 14: Segundo teste. Não foi observado nenhum vazamento.



Figura 15: Segundo teste estático após aquecimento da tubeira.