

Universidade de Brasília - UnB
Faculdade de Ciências e Tecnologias em Engenharia - FCTE
Engenharia Aeroespacial

Análise e planejamento de testes do motor de foguete híbrido fabricado por manufatura aditiva

Autor: Enrique Teixeira de Souza Huelva Unternbaumen
Orientador: Dr. Olexiy Shynkarenko

Brasília, DF
30 de julho de 2025



Enrique Teixeira de Souza Huelva Unternbaumen

Análise e planejamento de testes do motor de foguete híbrido fabricado por manufatura aditiva

Monografia submetida ao curso de graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade de Brasília, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Aeroespacial.

Universidade de Brasília - UnB

Faculdade de Ciências e Tecnologias em Engenharia - FCTE

Orientador: Dr. Olexiy Shynkarenko

Brasília, DF

30 de julho de 2025

Enrique Teixeira de Souza Huelva Unternbaumen

Análise e planejamento de testes do motor de foguete híbrido fabricado por manufatura aditiva/ Enrique Teixeira de Souza Huelva Unternbaumen. – Brasília, DF, 30 de julho de 2025-

77 p. : il. (algumas color.) ; 30 cm.

Orientador: Dr. Olexiy Shynkarenko

Trabalho de Conclusão de Curso – Universidade de Brasília - UnB

Faculdade de Ciências e Tecnologias em Engenharia - FCTE , 30 de julho de 2025.

1. . 2. . I. Dr. Olexiy Shynkarenko. II. Universidade de Brasília. III. Faculdade UnB Gama. IV. Análise e planejamento de testes do motor de foguete híbrido fabricado por manufatura aditiva

CDU 02:141:005.6

Enrique Teixeira de Souza Huelva Unternbaumen

Análise e planejamento de testes do motor de foguete híbrido fabricado por manufatura aditiva

Monografia submetida ao curso de graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade de Brasília, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Aeroespacial.

Dr. Olexiy Shynkarenko
Orientador

Dr. Artur Elias de Moraes Bertoldi
Convidado 1

Dr. Lui Txai Calvoso Habl
Convidado 2

Brasília, DF
30 de julho de 2025

Este trabalho é dedicado aos meus avôs e avós, na esperança de que, lá de cima, se sintam orgulhosos.

Agradecimentos

Agradeço, em primeiro lugar, aos meus pais, que nunca deixaram de me apoiar e torcer por mim em todas as circunstâncias da vida. Ao meu orientador, Olexiy Shynkarenko, agradeço pelo tempo, paciência e, principalmente, pelo dom que é o conhecimento, a única coisa que jamais pode ser roubada. À Universidade de Brasília, por ter me proporcionado diversas experiências que possibilitaram meu desenvolvimento profissional e pessoal. A todo o pessoal do Laboratório de Propulsão Química da UnB, por terem enfrentado com um sorriso no rosto todas as adversidades passadas, tornando este projeto possível. A minha querida namorada, pelo apoio incondicional durante toda essa jornada. Aos meus queridos amigos, que sem o apoio, conselhos e risadas, nada disso seria possível.

"Nunca se fez nada grande sem uma esperança exagerada."

Jules Verne

Resumo

Este estudo, conduzido no Laboratório de Propulsão Química (CPL) da Universidade de Brasília (UnB), tem como foco o planejamento e a realização de testes de um motor de foguete híbrido desenvolvido pelo próprio laboratório. Trata-se de um motor de 1 kN fabricado com o uso de tecnologia de manufatura aditiva. O objetivo principal foi documentar o processo de planejamento dos ensaios e o desenvolvimento do motor, com ênfase na execução dos testes e na validação dos resultados obtidos.

Neste trabalho, além da apresentação detalhada do passo a passo dos testes, das componentes utilizadas e das análises realizadas, foram incluídos também os resultados obtidos nos testes da versão anterior do motor, os testes conduzidos na versão atual e os dados provenientes de ensaios em um Slab Burner, com o objetivo de comparar metodologias. Esse material comparativo foi elaborado com a intenção de viabilizar avaliações futuras entre os desempenhos das diferentes versões do motor, contribuindo diretamente para a evolução contínua do projeto.

Palavras-chave: Manufatura aditiva; Motor de foguete híbrido; Planejamento de testes; Metodologia; Slab Burner.

Abstract

This study, conducted at the Chemical Propulsion Laboratory (CPL) of the University of Brasília (UnB), focuses on the planning and execution of tests for a hybrid rocket engine developed in-house by the laboratory. The engine, which produces 1 kN of thrust, was manufactured using additive manufacturing technology. The main objective was to document the test planning process and the development of the engine, with an emphasis on test execution and validation of the obtained results.

In addition to a detailed presentation of the test procedures, the components used, and the analyses carried out, this work also includes the results from tests conducted on the previous version of the engine, the tests performed on the current version, and data from Slab Burner experiments, aiming to compare methodologies. This comparative material was prepared to enable future assessments of the performance of different engine versions, directly contributing to the continuous advancement of the project.

Key-words: additive manufacturing; hybrid rocket engine; test planning; methodology; Slab Burner.

Lista de ilustrações

Figura 1 – Motor Foguete Híbrido (HRM). Fonte: Autor	16
Figura 2 – Motores estudados neste trabalho - SARA v2, SARA v3 e Slab Burner.	18
Figura 3 – Diagrama de artigos analisados. Fonte: Autor	19
Figura 4 – Diagramas óxido nitroso	23
Figura 5 – Diagrama de fase óxido nitroso	23
Figura 6 – Análise célula de carga tanque de oxidante.	24
Figura 7 – (a) Variação do ponto de fusão da parafina com diferentes comprimentos de cadeia; (b) expansão volumétrica da parafina sob diferentes condições termo pneumáticas (KUMAR et al., 2016).	25
Figura 8 – Bancada de Teste Horizontal. Fonte:(SUTTON; BIBLARZ, 2016)	27
Figura 9 – Bancada de Teste Vertical. Fonte:(SUTTON; BIBLARZ, 2016)	28
Figura 10 – Termopar Omega KMQXL-062-18. Fonte:(OMEGA, 2023a)	29
Figura 11 – Sensor usado no sistema	30
Figura 12 – Exemplo de célula de carga tipo S. Fonte: (OMEGA, 2023b)	31
Figura 13 – Suporte para módulos NI 9901. Fonte:(NI, 2024)	32
Figura 14 – Módulos utilizados nos experimentos desse trabalho	32
Figura 15 – Gráficos de frequência dos sensores - SARA v3.	35
Figura 16 – Exemplo de teste frio e quente - Motor Stellaris da Universidade John Hopkins (REED, 2023).	38
Figura 17 – Motor SARA v2. Fonte:(SHYNKARENKO et al., 2023)	40
Figura 18 – Esquemático do sistema de alimentação. Fonte:(SHYNKARENKO; GONTIJO, 2020)	40
Figura 19 – Esquemático do sistema do gimbal e os atuadores. Fonte:(SHYNKARENKO et al., 2023)	41
Figura 20 – Motor SARA v3. Fonte: (SHYNKARENKO et al., 2024)	42
Figura 21 – Esquemático resumo metodologia.	45
Figura 22 – Bancada vertical (a) e horizontal (b) do CPL.	46
Figura 23 – Esquemático do sistema de alimentação.	47
Figura 24 – Interface do sistema de aquisição de dados - SARA v2.	48
Figura 25 – Teste frio de baixa pressão.	49
Figura 26 – Teste frio de alta pressão.	50
Figura 27 – Teste quente - 5 s.	51
Figura 28 – Teste quente - 10 s - 5%.	52
Figura 29 – Teste quente 10 s - 10%.	53
Figura 30 – Esquemático das análises de segurança.	56

Figura 31 – Teste estático do TVC: definição das forças aplicadas F_N e das forças de reação F_0 , F_A e F_B . Fonte:(LEE et al., 2024b)	57
Figura 32 – Resultado analítico (a), resultados de simulação (b) e (c) e experimental (d), apenas o peso do motor: F_A (linhas vermelhas), F_B (linhas azuis) e F_0 (linhas pretas). Fonte: (LEE et al., 2024b)	58
Figura 33 – Teste frio - SARA v2.	59
Figura 34 – Teste quente - SARA v2.	60
Figura 35 – Teste frio SARA v3 - baixa pressão.	61
Figura 36 – Teste frio SARA v3 - alta pressão.	62
Figura 37 – Slab Burner - CPL.	63
Figura 38 – Gráfico pressão Slab Burner.	64
Figura 39 – Gráfico temperatura Slab Burner.	64
Figura 40 – Taxas de regressão comparativas - CPL e KAU	66
Figura 41 – Frequência - T_N	74
Figura 42 – Frequência - T_N - Teste 2	74
Figura 43 – Frequência - P_{preval}	75
Figura 44 – Frequência - P_{wout}	75
Figura 45 – Frequência - P_{win}	75
Figura 46 – Roteiro ensaios CPL	77

Lista de tabelas

Tabela 1 – Propriedades do N_2O	22
Tabela 2 – Parâmetros experimentais N_2O	24
Tabela 3 – Dados experimentais HRMs (GELAIN; HENDRICK, 2022)(WEI et al., 2019)(CARDILLO et al., 2019)(SHYNKARENKO et al., 2024).	26
Tabela 4 – Características Termopar Omega KQXL-062-18. Fonte:(OMEGA, 2023a)	29
Tabela 5 – Características Transdutor de Pressão MBS 1700. Fonte:(DANFOSS, 2023)	30
Tabela 6 – Características Célula de Carga. Fonte:(OMEGA, 2023a)	31
Tabela 7 – Descrições e funções dos módulos. Fonte: (NI, 2024)	33
Tabela 8 – Incertezas associadas aos sensores - Motor SARA v3.	35
Tabela 9 – Comparação de parâmetros do motor SARA v2. Fonte:(SHYNKARENKO et al., 2024)	42
Tabela 10 – Resultados comparados entre diferentes abordagens da simulação e com o RPA. Fonte: (SHYNKARENKO et al., 2024)	43
Tabela 11 – Vazão volumétrica para diferentes tipos de combustível.	65
Tabela 12 – Incertezas associadas aos sensores utilizados no Slab Burner.	67

Lista de abreviaturas e siglas

CFD	Computational Fluid Dynamics
CPL	Chemical Propulsion Laboratory
DAQ	Data Acquisition
FCTE	Faculdade de Ciências e Tecnologias em Engenharia
GOX	Gaseous Oxygen
HRM	Hybrid Rocket Motor
KAU	Korean Aerospace University
LabVIEW	Laboratory Virtual Instrument Engineering Workbench
LOX	Liquid Oxygen
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NI	National Instruments
RPA	Rocket Propulsion Analysis
SARA	Satélite de Reentrada Atmosférica
TCC	Trabalho de Conclusão de Curso
TRL	Technology Readiness Level
TVC	Thrust Vector Control
UnB	Universidade de Brasília
VC	Vector Control

Lista de símbolos

C^*	Velocidade Característica
$chan$	Canal de resfriamento
ch	Câmara de combustão
e	Saída
I_{sp}	Impulso específico
inj	Injetor
\dot{m}_t	Vazão mássica total
M_e	Número de Mach na saída
m_{ox}	Massa oxidante
m_f	Massa combustível
P	Pressão
$post$	Após
pre	Antes
T	Temperatura
$tank$	Tanque
V	Velocidade
val	Válvula de controle
N	Tubeira
Ox_W	Peso oxidante
$w_{,max}$	Máxima na parede
\bar{x}	Média
γ	Constante adiabática
σ_x	Desvio padrão
$\sigma_{\bar{x}}$	Desvio padrão da média

Sumário

1	INTRODUÇÃO	16
1.1	Contextualização	16
1.2	Objetivos	17
1.2.1	Principal	17
1.2.2	Específicos	17
1.3	Objeto de estudo	18
1.4	Revisão Bibliográfica	18
1.5	Motores de foguete Híbridos (HRMs)	21
1.6	Motores de foguete híbrido 1kN	22
1.7	Bancadas de teste	26
1.7.1	Bancada Horizontal	27
1.7.2	Bancada Vertical	27
1.8	Sistemas de aquisição	28
1.8.1	Termopares	28
1.8.2	Sensores de pressão	29
1.8.3	Células de Carga	30
1.8.4	DAQ	31
1.8.4.1	DAQ NI	31
1.9	Estimativa de erros	33
1.10	Métodos de validação	36
1.10.1	Teóricos	36
1.10.2	Numéricos	36
1.10.3	Experimentais	37
1.11	Motores Desenvolvidos no CPL	38
1.11.1	SARA v2	38
1.11.2	SARA v3	42
2	METODOLOGIA	45
2.1	Bancadas do CPL	46
2.2	Sistema de alimentação	47
2.3	Sistema de aquisição de dados	48
2.4	Resultados preliminares - Testes SARA v2	48
2.4.1	Teste frio	48
2.4.2	Teste quente	50
2.5	Segurança dos dados	53

3	PLANEJAMENTO DE ENSAIOS	54
3.1	Normas de segurança	54
3.2	Teste estático	57
3.3	Teste frio	59
3.4	Teste quente	59
4	RESULTADOS	61
4.1	Teste frio - SARA v3	61
4.2	Teste Slab Burner	62
4.2.1	Incertezas associadas à medição	66
5	CONCLUSÃO	68
	REFERÊNCIAS	70
	ANEXOS	73
	ANEXO A – ANÁLISE DE FREQUÊNCIAS	74
	ANEXO B – ROTEIRO ENSAIOS	77

1 Introdução

1.1 Contextualização

Os sistemas de propulsão desempenham papéis cruciais em muitas missões espaciais. Hoje, essas missões exigem a utilização de sistemas de propulsão de baixo custo, flexíveis, seguros e confiáveis, com transporte rápido de carga útil e impacto ambiental reduzido. Para atender a esses critérios, novas tecnologias de propulsão de foguetes emergiram como uma estratégia de sucesso e avançaram significativamente. Os sistemas de propulsão de foguetes são classificados em motores de foguete de combustível sólido (SRMs), motores de foguete de combustível líquido (LREs) e motores de foguete híbridos (HRMs). Nos LREs, a razão oxidante/combustível (O/F) é mantida por meio do ajuste simultâneo do oxidante e do combustível, enquanto os SRMs exigem o ajuste da configuração do grão de propelente e oxidante. Os HRMs possuem componentes em ambas as fases, ou seja, oxidante líquido e combustível sólido, ou vice-versa, para obter o empuxo necessário (OZTAN; COVERSTONE, 2021).

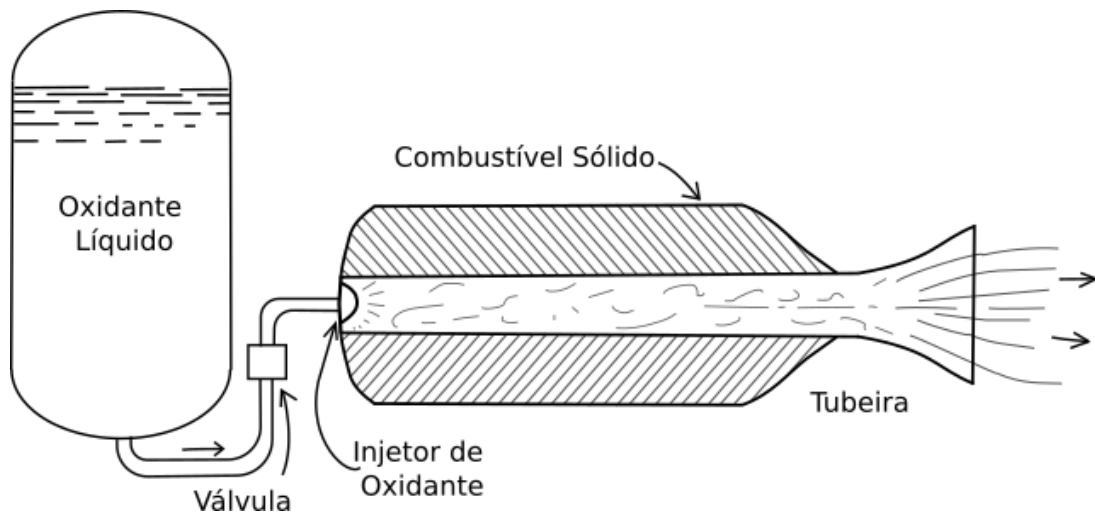


Figura 1 – Motor Foguete Híbrido (HRM). Fonte: Autor

A propulsão de foguetes híbridos é um sistema único que combina aspectos de motores de foguete de combustível sólido e líquido. Este método oferece várias vantagens em relação aos sistemas de propulsão de foguetes tradicionais, como maior segurança, simplicidade e controle. O conceito fundamental de um foguete híbrido envolve o uso de um grão de combustível sólido e um oxidante líquido ou gasoso. Tendo isso em vista, o grão de combustível sólido usado neste estudo consiste em um composto de parafina, que queima na presença de um oxidante, neste caso o óxido nitroso, resultando na geração de gases quentes. Esses gases são expelidos através de um bocal, criando empuxo e propulsionando

o foguete para frente ([CURTIS, 2021](#)).

Este trabalho tem como objetivo principal apresentar uma metodologia para planejar e validar os ensaios realizados na bancada de teste com o motor de foguete híbrido (HRM) SARA v2, que possa ser mantida e repetida inúmeras vezes em testes no CPL. Validando esta metodologia no motor SARA v3 e no Slab Burner.

O motor citado foi projetado para atender às condições necessárias para induzir a reentrada atmosférica de uma plataforma orbital, dessa forma, ele deve cumprir os requisitos de empuxo, impulso específico, taxa de fluxo de massa, entre outros, a fim de provocar uma variação na velocidade orbital, gerando a indução da manobra de reentrada na atmosfera. Com o intuito de analisar e validar os objetivos desse projeto, foram realizados diversos testes ([SHYNKARENKO et al., 2024](#)).

1.2 Objetivos

1.2.1 Principal

O principal objetivo deste trabalho é apresentar um plano estruturado de testes e uma análise sistemática voltados à validação dos ensaios realizados na bancada com os motores de foguete híbrido do CPL. A proposta é desenvolver um planejamento robusto, padronizado e reproduzível, capaz de ser mantido de forma consistente em múltiplas campanhas de testes conduzidas no laboratório. Adicionalmente, busca-se aplicar a mesma análise nos ensaios dos motores SARA v2, SARA v3 e no sistema Slab Burner, com o intuito de avaliar sua eficácia, adaptabilidade e potencial de aplicação em diferentes configurações.

1.2.2 Específicos

Os objetivos específicos deste trabalho incluem:

- O estudo de bancadas de teste e técnicas de otimização;
- Uma descrição detalhada do sistema desenvolvido no CPL;
- Uma análise do ensaio de teste, permitindo a avaliação dos resultados obtidos;

1.3 Objeto de estudo

O objeto de estudo principal deste trabalho é a validação da metodologia proposta, aplicada aos três motores apresentados na Figura 2: SARA v2, SARA v3 e Slab Burner. Os dois primeiros são motores híbridos disponíveis no CPL, enquanto o Slab Burner é um motor que é desenvolvido especificamente para testar o combustível utilizado nos ensaios desses motores, permitindo uma comparação prévia dos resultados antes da realização dos testes principais. Essa comparação é viável não apenas pela utilização do mesmo combustível, mas também pela padronização do sistema de alimentação e do sistema de aquisição de dados entre os três equipamentos, os quais serão detalhados ao longo deste trabalho (CHIAVERINI; KUO, 2007) (LUCENA, 2025).



Figura 2 – Motores estudados neste trabalho - SARA v2, SARA v3 e Slab Burner.

1.4 Revisão Bibliográfica

Neste capítulo, serão apresentados alguns aspectos teóricos abordados neste trabalho. Visando ter uma base teórica adequada, foi necessário revisar alguns assuntos, dentre eles estão: foguetes de motor híbrido (HRMs); parâmetros de desempenho medidos experimentalmente; sistemas de foguete híbrido com empuxo na faixa de 1 kN; bancadas de teste verticais e horizontais; e sensores e sistemas de aquisição de dados utilizados.

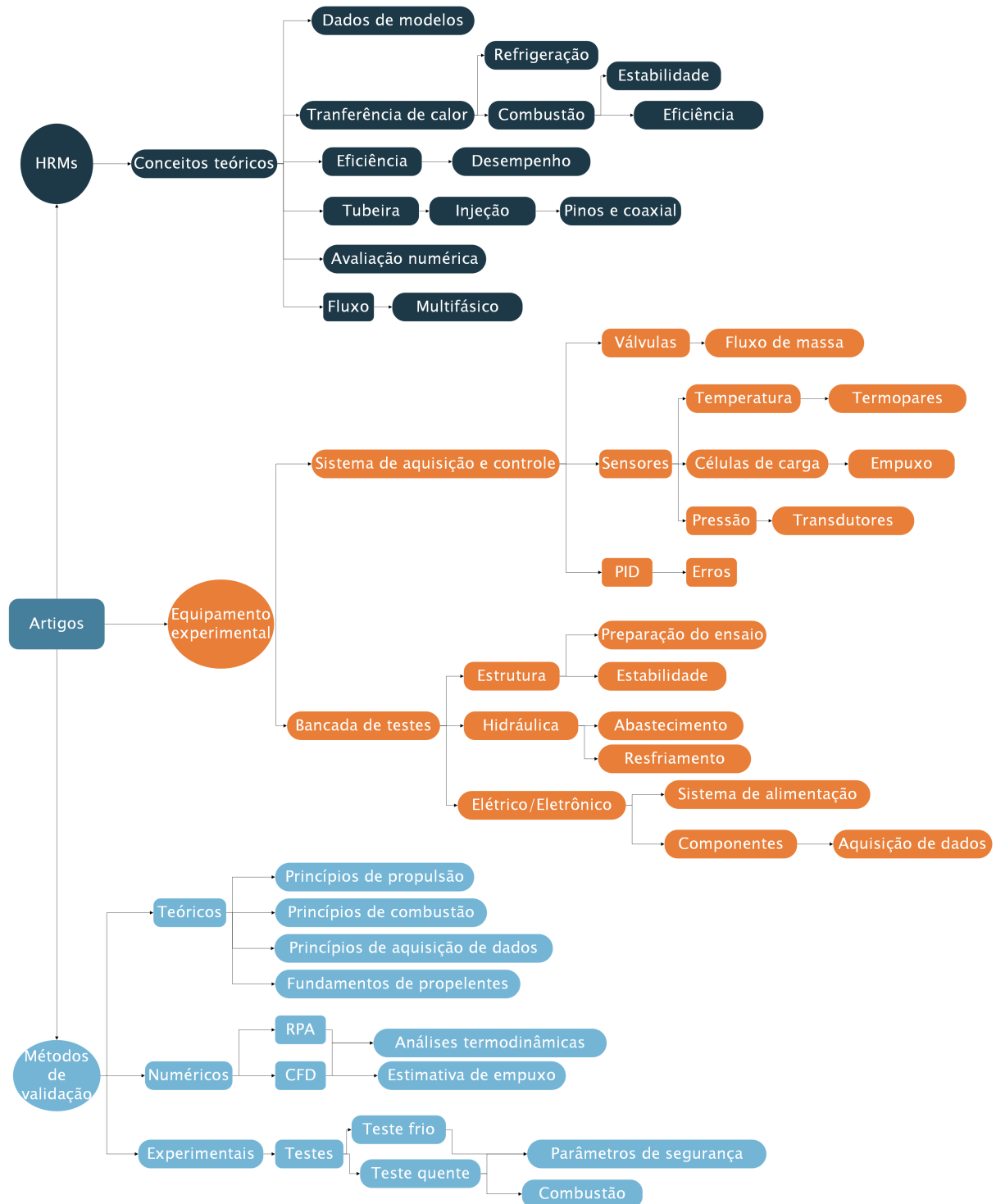


Figura 3 – Diagrama de artigos analisados. Fonte: Autor

A literatura especializada apresenta uma ampla variedade de estudos voltados ao desenvolvimento e à análise de motores híbridos para foguetes, abrangendo tanto abordagens experimentais quanto numéricas. Nos trabalhos de (MARTINS; SHYNKARENKO, 2017; SHYNKARENKO et al., 2015; SHYNKARENKO et al., 2024; OZTAN; COVERSTONE, 2021; MANI; GHALI; JEAN-PHILYPPE, 2022; REED, 2023; JEFFREY; MARLEY, 2018; KUMAR et al., 2016), os autores investigaram motores de teste em escala

laboratorial, projetados majoritariamente para gerar empuxo da ordem de 1 kN. Nesses estudos, há um predomínio do uso de parafina como combustível sólido e óxido nítrico (N_2O) como oxidante, combinação amplamente adotada devido às suas propriedades físico-químicas favoráveis e relativas à segurança de manuseio. As análises contemplam desde o desempenho do motor em diferentes condições operacionais até a caracterização da regressão do combustível e os efeitos da geometria do grão combustível sobre a eficiência da combustão.

Complementarmente, em (SUTTON; BIBLARZ, 2016; CURTIS, 2021), são apresentados fundamentos essenciais sobre engenharia de foguetes, abordando temas como o dimensionamento e a configuração de bancadas de teste, sistemas de alimentação, estabilidade estrutural e térmica, além de métodos de validação de desempenho, que são indispensáveis para a condução de ensaios confiáveis e reproduzíveis.

Nos dias atuais, a comparação de resultados provenientes de diferentes projetos torna-se um pilar fundamental para o avanço do conhecimento na área aeroespacial, especialmente em contextos acadêmicos e de pesquisa aplicada. Visando esse propósito, os estudos de (GELAIN; HENDRICK, 2022; CARDILLO et al., 2019; WEI et al., 2019) reúnem uma série de parâmetros experimentais e numéricos obtidos em motores híbridos desenvolvidos em escala universitária. Tais publicações fornecem uma base sólida para análises comparativas, permitindo avaliar o desempenho relativo entre diferentes configurações de motores, materiais utilizados, taxas de queima e estratégias de ignição.

Outro aspecto crucial para a condução de ensaios confiáveis diz respeito à medição precisa de variáveis físicas durante os testes. Nesse sentido, torna-se essencial o domínio do funcionamento e da calibração de sensores, como os discutidos em (OMEGA, 2023a; POLLOCK, 2018; DANFOSS, 2023; LIMA, 2013; OMEGA, 2023b; TAYLOR, 2012; MIKHAIL, 1976), que englobam dispositivos para medição de temperatura, pressão, vazão e empuxo. Consequentemente, a correta integração desses sensores com sistemas de aquisição de dados (DAQ) torna-se imprescindível, conforme explorado em (PONOMARENKO, 2014; POLLOCK, 2012; NI, 2024; NATIONAL, 2024). Esses sistemas são responsáveis pela coleta, processamento e registro dos dados experimentais, sendo fundamentais para a análise pós-teste e para a validação dos modelos teóricos e computacionais.

A metodologia (M; L, 2000) adotada para o planejamento e a execução dos ensaios experimentais também requer rigor técnico e alinhamento com práticas consolidadas. Nesse contexto, os trabalhos de (MANNING, 2023; SHYNKARENKO et al., 2024) discutem o conceito de Níveis de Maturidade Tecnológica (Technology Readiness Levels – TRL) e sua aplicação na condução de testes de desenvolvimento, permitindo avaliar a evolução de um projeto desde suas fases iniciais até sua aplicação prática.

Por fim, deve-se destacar a importância das normas técnicas e regulamentações voltadas à segurança civil, ambiental e operacional. Os estudos de (IBAMA, 2021; LUNA

et al., 2022; DEZFULI et al., 2014b; DEZFULI et al., 2014a; ABNT, 2011; ABNT, 2000; NASA, 2008) tratam de aspectos normativos relacionados ao manuseio de materiais perigosos, armazenamento de oxidantes, descarte de resíduos e conformidade com exigências legais e institucionais. A observância rigorosa dessas diretrizes é essencial para garantir não apenas a integridade dos experimentos, mas também a segurança dos pesquisadores e do ambiente.

1.5 Motores de foguete Híbridos (HRMs)

Os motores híbridos (HRMs) são um sistema de propulsão de foguetes que utilizam tanto um propelente líquido quanto um sólido. Por exemplo, se um agente oxidante líquido for injetado em uma câmara de combustão preenchida com um grão de combustível sólido, com isso, a reação química produz gases de combustão quentes (SUTTON; BIBLARZ, 2016).

No caso deste trabalho, com o intuito de atender às condições necessárias para induzir a reentrada atmosférica de uma plataforma orbital, foram utilizados como propelente líquido o óxido nitroso (N_2O) e como propelente sólido, um grão de parafina (C_nH_{2n+2}) combinado com polietileno (C_2H_4)_n. O uso de óxido nitroso simplifica o design do sistema de propulsão, pois elimina a necessidade de aplicação de qualquer sistema de pressurização. No entanto, outros tipos de propelentes típicos para sistemas de propulsão híbrida também foram considerados, levando em conta que a parafina possui baixas propriedades mecânicas em temperaturas baixas, que podem ser encontradas em condições espaciais (SHYNKARENKO et al., 2015).

Parâmetros de desempenho são analisados sobretudo através de simulação usando um software comercial e códigos usualmente desenvolvidos pelas pessoas que compõem o laboratório, isso com o intuito de prever parâmetros críticos durante o processo. Simulações internas de Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD) são empregadas para analisar os padrões de fluxo, eficiência de combustão e transferência de calor dentro de um motor.

Por outro lado, os testes e a validação realmente ocorrem em uma bancada de testes construída e desenvolvida no laboratório. A instrumentação deve incluir, principalmente, transdutores de pressão de baixa e alta frequência para que seja possível captar as diferenças de pressão em regiões críticas do motor, termopares com o propósito de analisar como a temperatura varia na região interna do motor e verificar se não existe nenhuma anomalia no processo e uma célula de carga conectada a um sistema de aquisição de dados. No caso deste estudo, todos os requisitos citados foram abrangidos durante os testes realizados no CPL.

1.6 Motores de foguete híbrido 1kN

Um sistema propulsivo híbrido, assim como todo tipo de mecanismo de propulsão, apresenta vantagens e desvantagens. Algumas das vantagens são: segurança melhorada com relação à explosão ou detonação durante a fabricação, possibilidade de estocagem, e operação, possibilidades de pausa e reinício do processo propulsivo, relativa simplicidade e baixo custo de fabricação comparado com o foguete líquido, impulso específico maior que os motores de foguete sólido e alta razão densidade/impulso específico do que os motores de foguete líquidos.

Por outro lado, o sistema híbrido de propulsão possui algumas desvantagens, tais como, baixa taxa de regressão do combustível, mudança na razão O/F (Oxidante pelo combustível) e, conseqüentemente, o impulso específico durante a queima, reabastecimento parcial ou total de combustível pode apresentar alguns desafios, porque, comparado ao sistema líquido, o combustível não pode ser simplesmente bombeado para dentro de um tanque (SUTTON; BIBLARZ, 2016).

Como é de se esperar, alguns aspectos são críticos na montagem de um sistema de alimentação para motores de foguetes. Um dos pontos fundamentais, relacionado ao teste em questão, devido ao oxidante utilizado, é manter o óxido nitroso em condições operacionais seguras.

Tendo isso em vista, as principais propriedades físicas do N_2O estão resumidas na Tabela 1. Como pode ser claramente observado nos dados, o ponto crítico está localizado a uma temperatura de 309,65 K (36,5 °C) e uma pressão de 72,6 bar. Esses valores de temperatura e pressão estão bastante próximos das condições ambientais e operacionais típicas. Isso torna as propriedades físicas bastante sensíveis às variáveis termodinâmicas, conforme mostrado na Figura 4. Vale ressaltar que, embora seja considerado um produto químico seguro, comportamentos explosivos em instalações de grande porte já foram registrados (LUNA et al., 2022).

Tabela 1 – Propriedades do N_2O

Propriedades	Valor
Massa molar (kg/kmol)	44,103
Ponto de ebulição a 1 bar (K)	184,85
Ponto de fusão a 1 bar (K)	182,35
Temperatura crítica (K)	309,65
Pressão crítica (bar)	72,65
Densidade crítica (kg/m ³)	452
Pressão no ponto triplo (bar)	0,88
Temperatura ponto triplo (K)	182,35
Fator acêntrico	0,1613
Entalpia de formação (kJ/mol)	82,05

Na realidade, o oxidante está na fase líquida antes da injeção. A presença de duas fases do oxidante no momento da injeção resulta do desenvolvimento do escoamento do oxidante dentro dos orifícios dos injetores.

Dadas essas circunstâncias, serão avaliadas e apresentadas em comparação com a Figura 5 as características do oxidante no teste realizado.

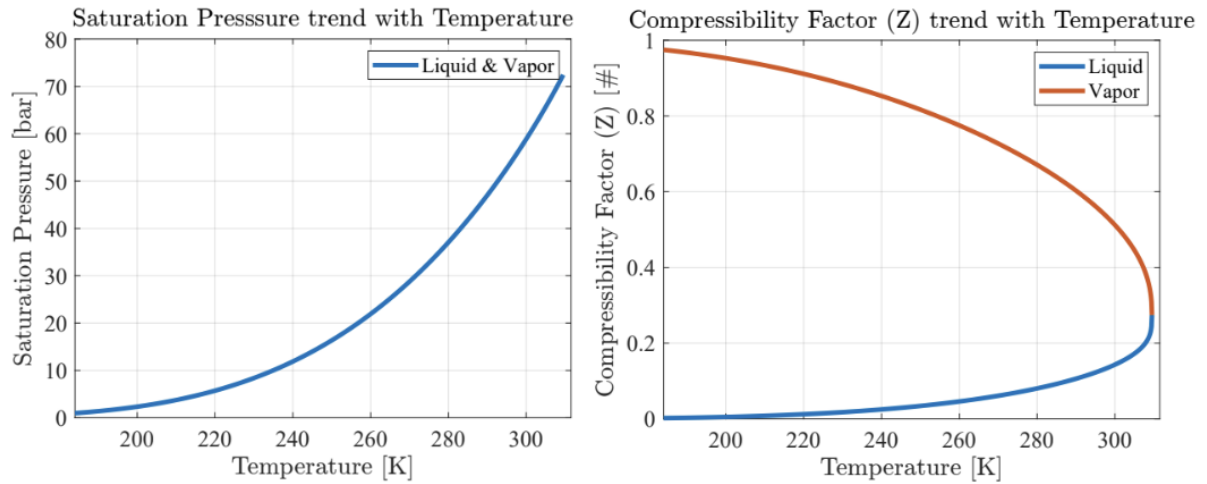


Figura 4 – Diagramas óxido nitroso

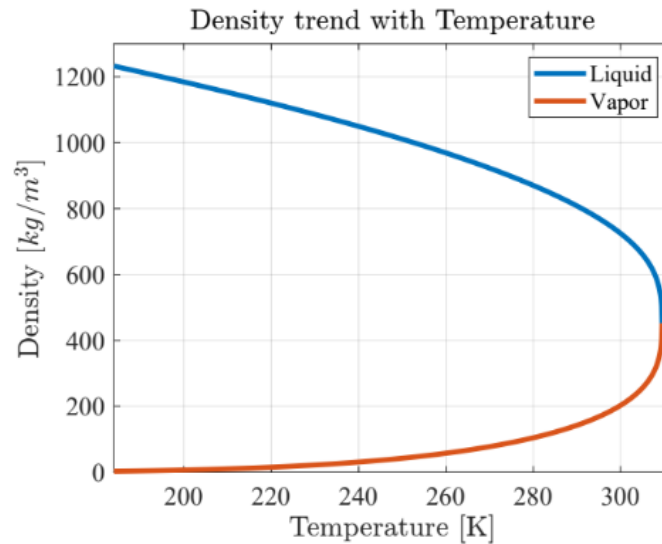


Figura 5 – Diagrama de fase óxido nitroso

A Tabela 2 apresenta os parâmetros do óxido nitroso nas circunstâncias do teste frio de alta pressão realizado, na qual é possível perceber não só que o oxidante foi utilizado com bastante cuidado nas condições permitidas, mas também a quantidade de líquido e gás que é apresentada em cada ponto. Os valores foram arredondados para facilitar a visualização.

Tabela 2 – Parâmetros experimentais N_2O

Parâmetros	Unidades/Tempo	0 (s)	2 (s)	5 (s)	10 (s)	15 (s)
Temperatura	$^{\circ}C$	16	0	-17	-22	-25
Densidade gás	kg/m^3	183	160	80	74	68
Densidade líquido	kg/m^3	820	950	980	1019	1030

A vazão mássica total (\dot{m}_t) do sistema é de $0,010 \text{ kg/s}$ e foi encontrada através da análise da célula de carga do tanque de oxidante, representada na Figura 6.

Como em qualquer análise realizada por sensores, existem algumas instabilidades a se observar. No gráfico, é possível observar que o peso do oxidante aumenta no início do teste e diminui à medida que ele avança. Isso ocorre devido à compressão na célula de carga provocada pelo início do funcionamento do sistema, resultando em um aumento de 1 N no peso medido do tanque.

Dessa forma, a análise foi ajustada para considerar o peso real de 2 N do tanque, garantindo que os resultados sejam precisos e confiáveis.

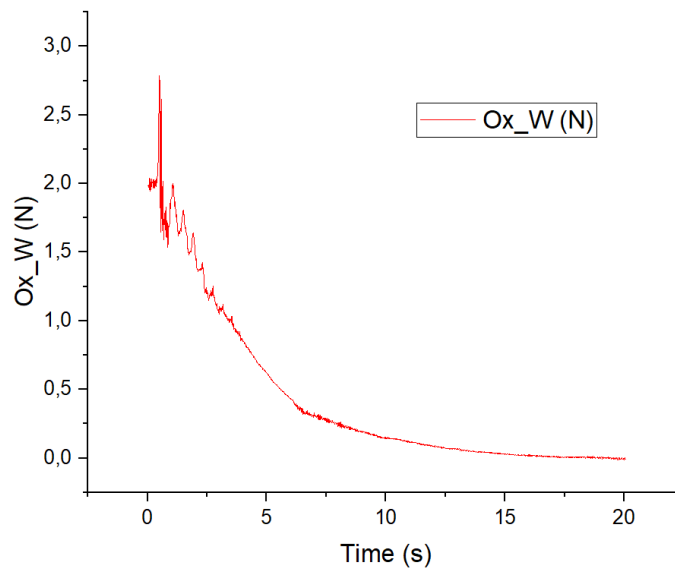


Figura 6 – Análise célula de carga tanque de oxidante.

Análogo a isso, é importante frisar as características do combustível, nesse caso a parafina. Parafinas são polímeros hidrocarbonetos de mudança de fase, capazes de transferir sua energia térmica inerentemente armazenada quando ocorre a transição de fase do estado sólido para o líquido ou vice-versa. Essa propriedade torna a parafina um material promissor para a fabricação de atuadores com grandes forças e grandes deslocamentos. A forma mais comum de parafina é a cera, que encontra aplicações na fabricação de velas, revestimento de papel e como selante protetor para produtos alimentícios e bebidas (KUMAR et al., 2016).

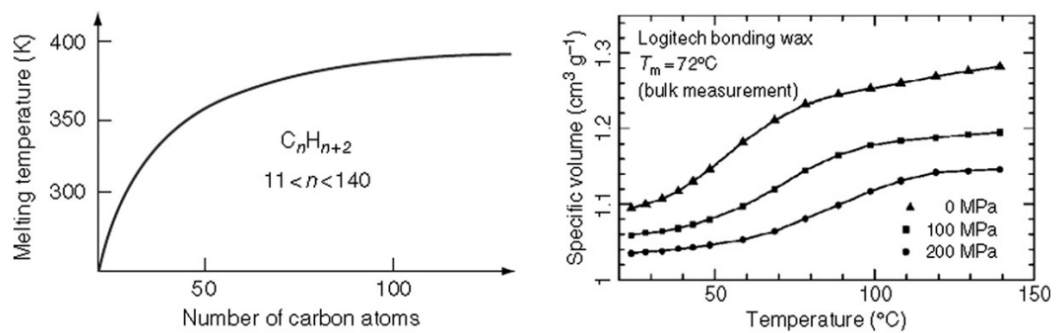


Figura 7 – (a) Variação do ponto de fusão da parafina com diferentes comprimentos de cadeia; (b) expansão volumétrica da parafina sob diferentes condições termo pneumáticas (KUMAR et al., 2016).

As cadeias de parafina possuem comprimentos variados, o que determina a temperatura de fusão da substância e, consequentemente, a mudança de fase. Essa transição é promovida por variações nas condições de pressão e temperatura. Sendo um polímero de mudança de fase, as propriedades mecânicas da parafina estão acopladas às suas propriedades térmicas. Como mencionado anteriormente, as parafinas apresentam uma faixa de temperaturas de fusão dependendo do comprimento da cadeia e passam por mudanças de fase sólido-líquido com uma expansão volumétrica considerável entre 5 e 40 %.

As parafinas são estáveis até $250^{\circ}C$; portanto, não ocorre ebulição mesmo em temperaturas elevadas. A perda de pressão durante a atuação é baixa devido à sua baixa viscosidade na fase líquida. As propriedades ópticas da cera de parafina dependem do comprimento de sua cadeia e, consequentemente, do ponto de fusão, com a transmitância variando entre 20 e 80%. Ademais, as parafinas líquidas são apolares e, portanto, não se misturam com líquidos polares como a água, frequentemente utilizados em aplicações microfluídicas. As parafinas também demonstram estabilidade ao longo de numerosos ciclos de mudança de fase, mantendo suas propriedades constantes por longos períodos (JEFFREY; MARLEY, 2018).

Os combustíveis à base de parafina têm despertado grande interesse como propelentes para foguetes híbridos, principalmente por apresentarem altas taxas de regressão e serem compatíveis com veículos lançadores comerciais. Durante a queima, esses combustíveis formam uma fina película líquida sobre a superfície do sólido, o que favorece a formação de gotículas e, como resultado, intensifica a taxa de combustão.

A taxa de regressão é a velocidade com que a superfície do combustível sólido, como parafina, se desgasta ou recua ao longo do tempo durante a combustão. Ela é geralmente expressa em milímetros por segundo (mm/s) ou metros por segundo (m/s)

Com base no estudo (LEE et al., 2024a), podemos analisar que foi confirmado que o filme líquido formado na superfície do combustível à base de parafina representa uma

contribuição significativa na taxa de queima. Além disso, foi desenvolvido um modelo capaz de prever a taxa de transferência do filme líquido. Verificou-se que a velocidade do oxidante e a viscosidade do líquido são os principais fatores que influenciam a taxa de combustão.

A análise do estudo também revelou que a velocidade do oxidante (U_{ox}) e a viscosidade do filme líquido (μ) afetam significativamente a taxa de regressão. Com base nos dados experimentais deste estudo, foi derivada a seguinte equação

$$\dot{r}_{l,f} = 0.0107 \cdot U_{ox}^{0.86} \cdot \mu^{-0.369} \quad (1.1)$$

Tendo em mente as características citadas na seção anterior, esta tecnologia é amplamente utilizada em sistemas de lançamentos suborbitais, em lançadores de satélites, motores auxiliares e como mecanismos de escape e reentrada, como é o caso deste estudo, onde o empuxo utilizado é de $1kN$. Como se observa na Tabela 3, destacam-se países como Itália, Bélgica e Taiwan que operam e testam motores com empuxo semelhante. Esses casos oferecem uma referência valiosa para comparações com o sistema SARA analisado. A tabela a seguir apresenta informações detalhadas, permitindo comparar esses motores com o motor atualmente disponível no CPL.

Parâmetros	Unidades	Itália	Bélgica	Taiwan	SARA (CPL)
Empuxo	N	1000	1000	392.26	1000
Impulso específico (opt)	s	191	225.76	232	230
Pressão na câmara	bar	23	30	39.1	34
Oxidante	-	GOX	N_2O	H_2O_2	N_2O
Combustível	-	C_nH_{2n+2}	C_nH_{2n+2}	$(C_3H_6)_n$	C_nH_{2n+2}
O/F	-	-	7.0	7.0	7.8
C^*	m/s	-	1549	1749	1423

Tabela 3 – Dados experimentais HRMs (GELAIN; HENDRICK, 2022)(WEI et al., 2019)(CARDILLO et al., 2019)(SHYNKARENKO et al., 2024).

1.7 Bancadas de teste

Desde os primórdios do estudo de sistemas propulsivos, fez-se necessária a avaliação e o ajuste para garantir a eficácia e a segurança dos motores estudados. No início, os testes eram realizados com limitada estrutura e instrumentação, porém com o evidente avanço no setor espacial, alcançou-se um ponto de sofisticadas baterias de ensaios com instrumentos modernos e ótimas infraestruturas.

De maneira geral, a estrutura utilizada se denomina bancada de teste, que para um motor de foguete híbrido apresenta três desafios principais. Em primeiro lugar faz-se necessário elaborar um estudo estrutural, em que se verifica se a infraestrutura da ban-

cada sustenta as ações do sistema, e principalmente, aguenta diversos testes nas condições determinadas. Um segundo desafio seria definir a configuração da parte hidráulica, abrangendo o sistema de abastecimento dos tanques e resfriamento do motor. Finalmente, a parte elétrica/eletrônica, que representa a alimentação do sistema e a parte de sensores e aquisição de dados. Tendo isto em vista, nessa seção serão apresentadas os dois tipos principais de bancadas de testes e suas características (MANI; GHALI; JEAN-PHILYPPE, 2022).

1.7.1 Bancada Horizontal

Nesse tipo de bancada, o motor é montado paralelo ao solo, de forma que o empuxo gerado seja ao longo do eixo horizontal.

Esse formato facilita testes de motores de menor porte ou em fase inicial de desenvolvimento, possibilitando que as instalações sejam menores e não necessitem de uma grande estrutura vertical. Em geral, ela requer uma estrutura mais simples e permite soluções modulares, tornando assim também uma estrutura mais segura, onde é fácil estabelecer uma área de prevenção ao redor do motor.

Por fim, a manutenção de uma bancada desse tipo é consideravelmente mais simples, tornando a modificação ou ajustes no sistema mais práticos, evitando alterações na estrutura. (SUTTON; BIBLARZ, 2016).

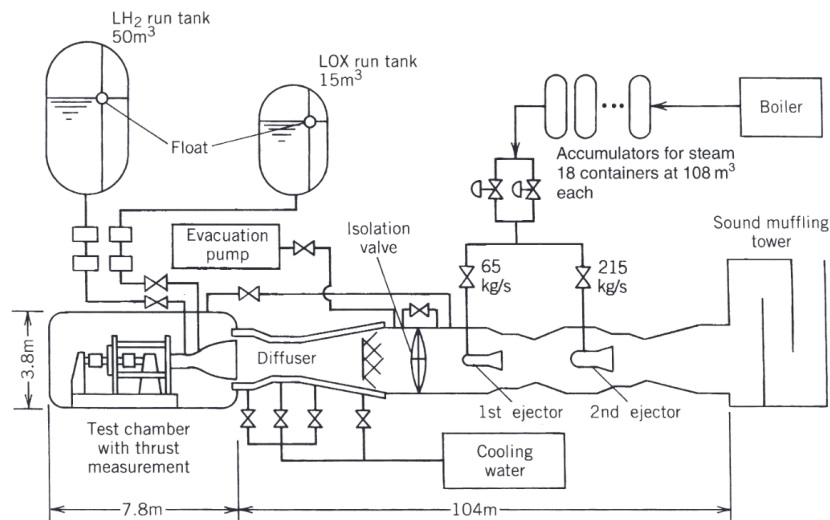


Figura 8 – Bancada de Teste Horizontal. Fonte: (SUTTON; BIBLARZ, 2016)

1.7.2 Bancada Vertical

Nesse tipo de bancada, o motor é montado perpendicular ao solo, de maneira que o empuxo gerado seja ao longo do eixo vertical.

As bancadas verticais são especialmente usadas em motores de grande porte por ocuparem geralmente muito espaço vertical, mas sua real funcionalidade é simular condições reais de lançamento, onde o motor estaria na mesma orientação.

Esta configuração necessita de uma estrutura mais reforçada para suportar tanto o peso que o motor possui, quanto as forças que ele exerce de compressão e as vibrações. Neste caso, geralmente é instalado algum tipo de isolamento, normalmente uma placa de deflexão, ou estrutura reforçada no solo para absorver o empuxo e garantir melhor a segurança (SUTTON; BIBLARZ, 2016).

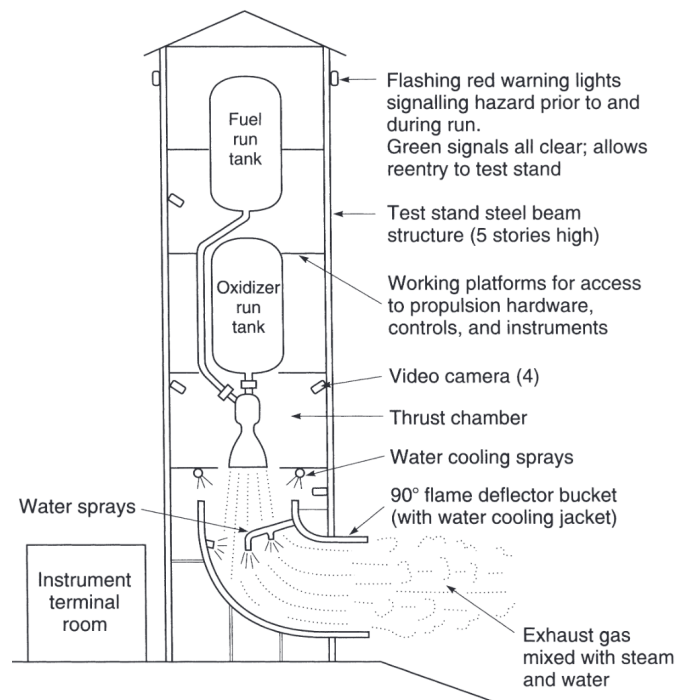


Figura 9 – Bancada de Teste Vertical. Fonte:(SUTTON; BIBLARZ, 2016)

1.8 Sistemas de aquisição

Tendo em vista a necessidade de adquirir dados dos testes para que seja possível a comparação e análise dos resultados com os esperados numérica e teoricamente, faz-se necessária a existência de alguns sistemas que permitam essa aquisição de dados. Nesse sentido, existem três sistemas cruciais para que isso ocorra, que serão apresentados a seguir.

1.8.1 Termopares

O princípio de Seebeck diz que ao se juntar dois metais distintos em contato elétrico, uma diferença de potencial vai surgir em consequência da diferença de temperatura entre eles (POLLOCK, 2018).

Se faz evidente imaginar que as temperaturas medidas sejam extremamente altas. Posto isso, é necessária a utilização de um instrumento que possa resistir a tais temperaturas sem que exista grande perda de dados e que possa captar esses parâmetros por muito tempo com a possibilidade de utilizar em diversos ambientes e, principalmente, repetidas vezes, e para isso é necessário que este instrumento seja feito de um material bem resistente, à temperatura e ao tempo, logo o material de revestimento escolhido pela indústria é o Super OMEGACLADTM XL's, que é uma liga de níquel e cromo e níquel e alumínio. Portanto, o instrumento que abrange todos estes aspectos são os termopares.



Figura 10 – Termopar Omega KMQXL-062-18. Fonte:([OMEGA, 2023a](#))

Temperatura máxima	1335 °C
Tempo de Resposta	0,55 s
Material	Super OMEGACLADTM XL's
Tipo de junção	K
Comprimento	18 polegadas
Diâmetro	0,062 polegadas
Limites de Erro	2,2 °C ou 0,75% qualquer que seja maior

Tabela 4 – Características Termopar Omega KQXL-062-18. Fonte:([OMEGA, 2023a](#))

1.8.2 Sensores de pressão

Fisicamente, a pressão é a distribuição de uma força em uma área determinada. Existem vários tipos de sensores para medir pressão, sendo os mais comuns a coluna de mercúrio, os capacitivos, piezo resistivos, piezoelétricos dentre outros.

Se faz importante ressaltar que existem três tipos de medidas de pressão que podem ser analisadas, sendo elas:

- Pressão Absoluta: medida de pressão em relação ao vácuo.
- Pressão diferencial: diferença de pressão entre dois pontos.
- Pressão relativa (manométrica): diferença entre a pressão atmosférica e a pressão absoluta aferida em um determinado ponto.

Para o caso deste estudo, o interesse é medir a pressão relativa, logo são usados os piezo resistivos ou piezoelétricos.

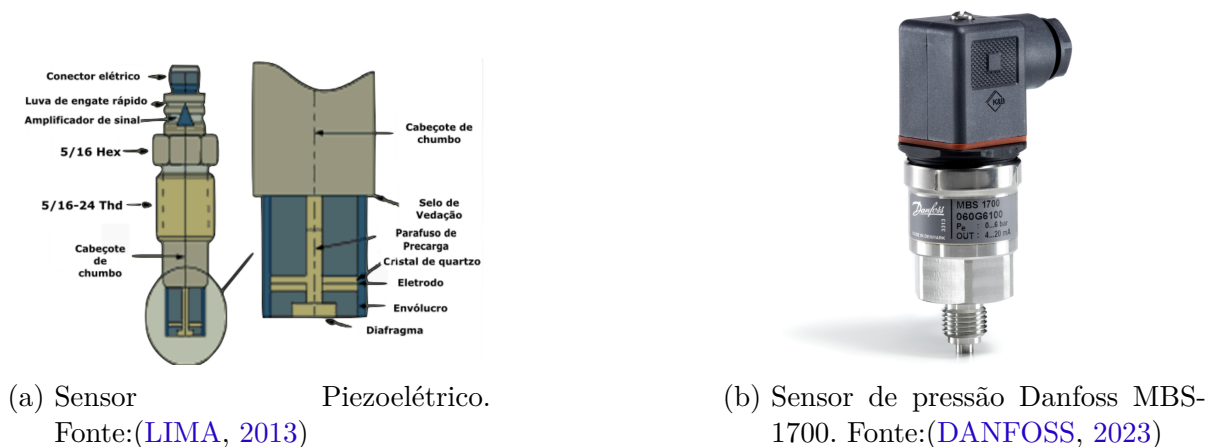


Figura 11 – Sensor usado no sistema

Faixa de Operação	0 a 25 bar
Precisão	$\pm 1\%FS$
Tempo de Resposta	$< 4 \text{ m/s}$
Sinal de saída	4 a 20 mA
Tensão de Alimentação	9 a 32 V

Tabela 5 – Características Transdutor de Pressão MBS 1700. Fonte:(DANFOSS, 2023)

1.8.3 Células de Carga

As células de carga são utilizadas para mensurar forças aplicadas em alguma estrutura e transformar essa força em um sinal elétrico, proporcional a um valor de engenharia. Tendo isso em vista, elas apresentam um papel de suma importância para a propulsão, mensurando o empuxo realizado pelo motor, que é uma das medidas mais importantes do sistema.

Estes dispositivos podem realizar medições de tração, compressão ou flexão. A depender do que for necessário para o experimento, os principais tipos de células de carga são:

- Tipo Viga: Medindo flexão de 1 a 500 kg.

- Tipo S: Recebem cargas de compressão e tração, com um design que facilita o acoplamento.
- Tensão/Compressão: Uso de extensômetros que ao deformar por compressão ou tração muda sua resistência para a força aplicada, aumentando a precisão.



Figura 12 – Exemplo de célula de carga tipo S. Fonte: (OMEGA, 2023b)

Capacidade Máxima	200 kg
Erro Total	$\pm 0,002\%$ da capacidade nominal
Limite de Carga de Segurança	150% da capacidade nominal
Tensão Recomendada	10 VDC
Sensitividade	2 a $\pm 0,2$ mV/V

Tabela 6 – Características Célula de Carga. Fonte:(OMEGA, 2023a)

1.8.4 DAQ

Um sistema de aquisição de dados é um instrumento eletrônico que tem como objetivo receber o sinal elétrico de um sensor e convertê-lo em uma informação que possa ser lida por um ser humano. Além disso, também é importante que esses dados possam ser salvos para que seja possível a análise desses dados posteriormente (POLLOCK, 2012).

1.8.4.1 DAQ NI

O aparelho da National Instruments (NI) é de grande importância para este trabalho, possibilitando, através de uma conexão por USB ou por ethernet com o computador, a conversão e a gravação dos dados adquiridos. Para que isso seja possível, é necessário o uso do LabVIEW, que é uma plataforma de desenvolvimento e linguagem de programação gráfica criada pela NI amplamente utilizada em automação de testes, controle de sistemas, coleta e análise de dados em áreas de engenharia. Além do LabVIEW, existem vários tipos

de módulos disponíveis nesse sistema, que podem ser acoplados em um suporte para os módulos, que juntos são um sistema super avançado de aquisição de dados.

Serão apresentados a seguir os módulos utilizados nos experimentos realizados neste trabalho:



Figura 13 – Suporte para módulos NI 9901. Fonte:([NI, 2024](#))

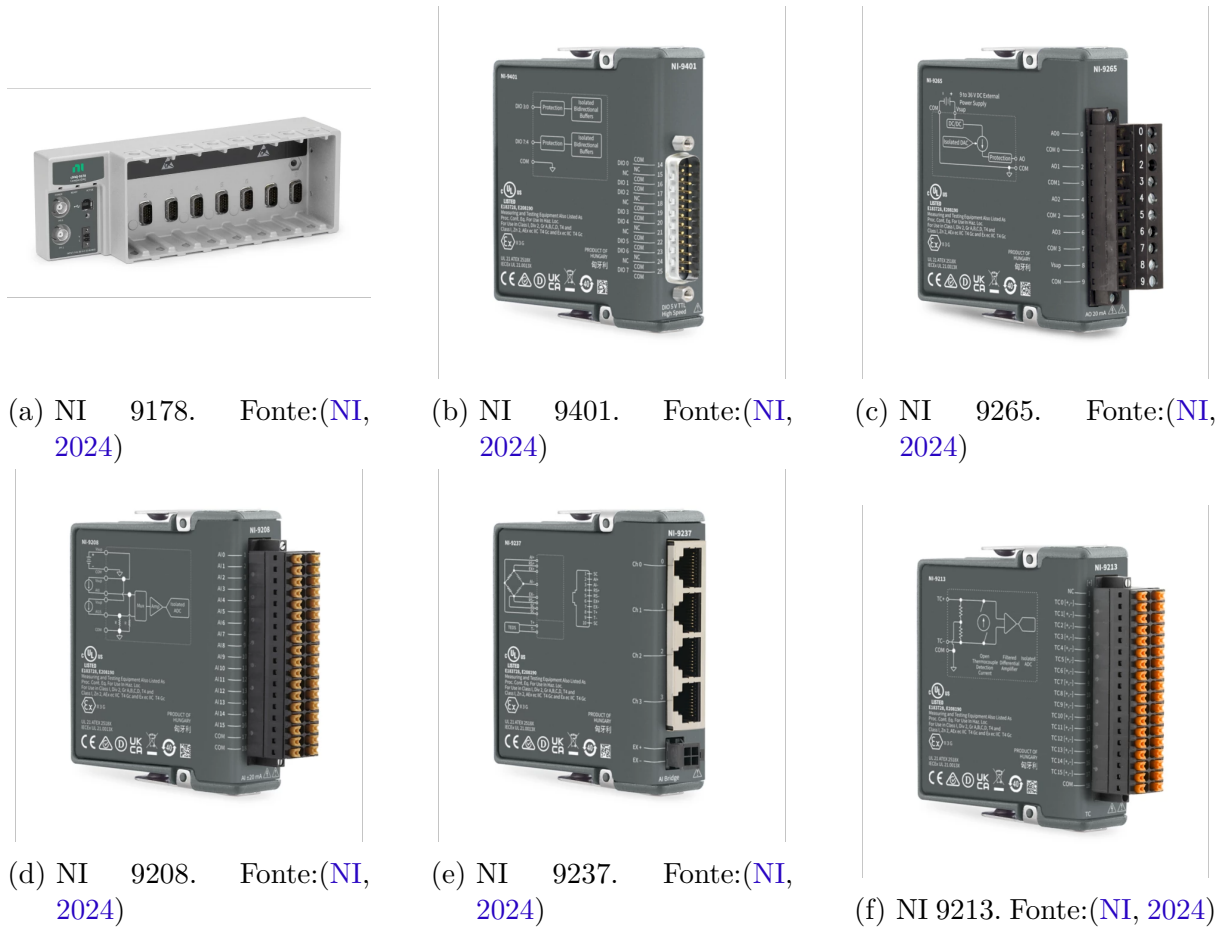


Figura 14 – Módulos utilizados nos experimentos desse trabalho

Módulo	Função
9178	O cDAQ-9178 é um chassi CompactDAQ USB projetado para sistemas portáteis de pequeno porte que fazem medições com sensores. Esse chassi oferece a facilidade do recurso "plug-and-play" com USB às medições de sinais elétricos e sensores. Além disso, controla a temporização, sincronização e transferência de dados entre módulos da Série C e um host externo.
9401	O NI-9401 é uma interface de E/S digitais configuráveis para entrada ou saída em incrementos de 4 bits. Esse módulo pode, então, criar três configurações: 8 entradas digitais, 8 saídas digitais ou 4 entradas digitais e 4 saídas digitais.
9265	O módulo NI-9265 é ideal para o interfaceamento e controle de atuadores industriais de acionamento a corrente em altas taxas. Ele possui detecção de malha aberta, que gera uma interrupção no software, e zeragem de tensão, que garante a segurança e evita o acionamento dos atuadores no momento em que o sistema é alimentado. Taxa de amostragem: 100 kS/s
9208	O NI-9208 é um módulo de entrada de corrente para sistemas industriais. O módulo tem um modo de alta resolução com rejeição de ruído de 50/60 Hz para a remoção de ruído de baixa frequência. Além disso, possui alta densidade de canais, para reduzir o número total de módulos a serem instalados. Taxa de amostragem: 500 kS/s
9237	O NI-9237 inclui todo condicionamento de sinais necessário para alimentar e medir até quatro sensores baseados em ponte simultaneamente. Esse módulo oferece medição de carga ou deformação com atraso de fase zero entre canais.
9213	O NI-9213 é um módulo de entrada de termopar de alta densidade projetado para sistemas com grandes quantidades de canais. Com esse módulo, você pode incluir termopares em sistemas de teste de sinais mistos sem ter de ocupar muitos slots. Taxa de amostragem: 75 kS/s

Tabela 7 – Descrições e funções dos módulos. Fonte: (NI, 2024)

1.9 Estimativa de erros

Toda medida experimental está sujeita a erros, em razão das variáveis físicas envolvidas, como o ruído, o tempo característico do sistema, entre outros. Além disso, a medição sofre influência do meio ambiente, exigindo que o experimentador utilize ferramentas de processamento para minimizar esses erros e selecione sensores que sejam menos suscetíveis a ruídos e que apresentem maior confiabilidade nos resultados, motivo que justifica a escolha dos sensores neste trabalho.

Os erros podem ser classificados como aleatórios ou sistemáticos. Erros sistemáticos são causados por imprecisões no planejamento ou na execução do experimento e, portanto, podem ser corrigidos. Já os erros aleatórios resultam de variáveis imprevisíveis e só podem ser tratados por meio de métodos estatísticos.

Atualmente, recomenda-se evitar o uso do termo erro, preferindo-se o conceito de incerteza de medição, que reflete de forma mais precisa a natureza das variações observadas. Neste tópico, serão discutidos alguns conceitos relacionados às incertezas associadas

às medições (MIKHAIL, 1976) .

Nesse contexto, é fundamental compreender como é realizada a análise das incertezas de medição.

Suponha que obtivemos N medidas x_1, x_2, \dots, x_N de uma mesma grandeza x , todas usando o mesmo método (TAYLOR, 2012).

A melhor estimativa para x é a média, que é dada por:

$$\bar{x} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N x_i \quad (1.2)$$

A incerteza média das medidas x_i é o desvio padrão, dado por:

$$\sigma_x = \sqrt{\frac{1}{N-1} \sum (x_i - \bar{x})^2} \quad (1.3)$$

A melhor estimativa para a incerteza é dada pelo desvio padrão da média:

$$\sigma_{\bar{x}} = \frac{\sigma_x}{\sqrt{N}} \quad (1.4)$$

Se medirmos uma quantidade várias vezes, a média (\bar{x}) das medições será o melhor valor para x , e o desvio padrão da média será uma boa medida da incerteza, incerteza que é uma quantidade adimensional que representa qual a diferença, positiva ou negativa, em relação ao "valor ideal" ou à média das medições.

À luz dessas informações, foram realizados diversos testes sem fluxo no motor SARA v3, com o objetivo de avaliar a incerteza associada a cada sensor instalado no motor. No total, foram conduzidos oito testes, nos quais os sensores operaram apenas em condições estáticas, sem fluxo. Esses testes precederam a campanha principal e serviram para estimar o grau de erro envolvido em cada medição. A tabela a seguir apresenta as incertezas associadas a cada sensor utilizado nos testes frios do motor SARA v3, permitindo a identificação de possíveis falhas e a análise da magnitude dos desvios observados.

Sensor	Incerteza
T_Charge	0,0372
T_Purge	0,1498
T_Before	0,0277
T_After	0,0284
T_wIN	0,0724
T_1	0,0713
T_2	0,0678
T_3	0,0603
T_4	0,0417
T_Nozzle	0,0480
T_wOUT	0,0408

(a) Sensores de temperatura

Sensor	Incerteza
P_Charge	0,0011
P_Purge	2,9148
P_Before	0,0163
P_After	0,0196
P_Wtank	0,0000
P_Injector	0,0010
P_Chamber	0,0003
P_wIN	1,4808
P_wOUT	1,3216

(b) Sensores de pressão

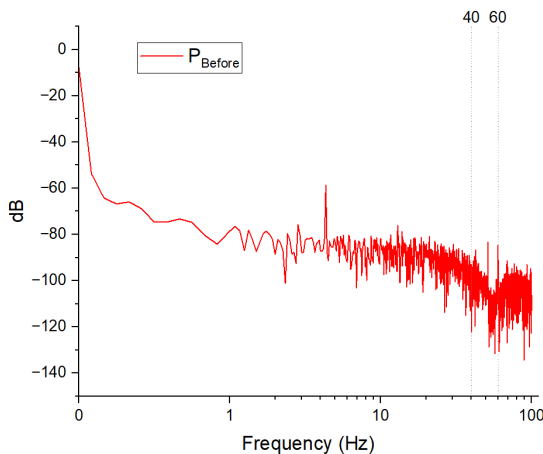
Sensor	Incerteza
Ox_Weight	0,0057
Main Thrust	1,6282

(c) Células de carga

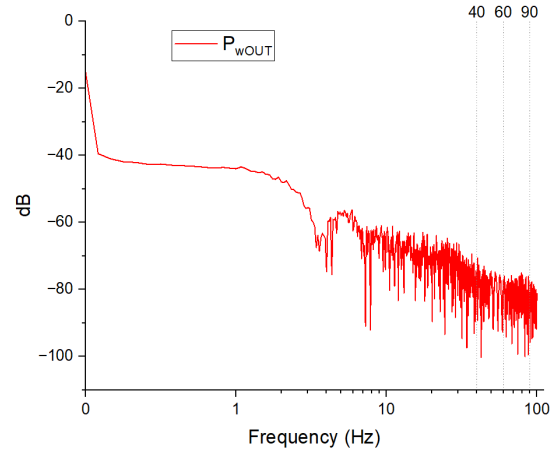
Tabela 8 – Incertezas associadas aos sensores - Motor SARA v3.

Os valores que apresentam uma incerteza aparentemente elevada, P_{wIN} , P_{wOUT} e P_{purge} devem-se a uma falha na abertura de uma válvula durante a realização dos testes, o que resultou na aquisição incorreta dos dados. Por outro lado, os sensores de forma geral apresentaram uma grande confiança e mostraram que as instalações estão corretas.

A partir de diversas análises realizadas durante os testes a frio, estimaram-se margens de erro atribuídas à interferência elétrica de aproximadamente $\pm 0,2^\circ\text{C}$ nos sensores de temperatura, $\pm 0,2$ bar nos sensores de pressão e ± 1 N na célula de carga. Esses desvios foram relacionados à presença de ruído elétrico, identificado por picos de frequência entre 40 Hz, 60 Hz e 90 Hz ao longo dos experimentos. Supõe-se que essas interferências sejam causadas por instabilidades na rede elétrica ou por perturbações transitórias durante a execução dos testes. As Figuras 15a e 15b apresentam um exemplo do gráfico feito para analisar as variações de frequências durante os sensores a fim de encontrar faixas de frequências que representem picos que podem ser ruídos na medição. Tendo em vista a grande quantidade de gráficos gerados os gráficos principais da análise de frequência se encontram no Anexo A.



(a)



(b)

Figura 15 – Gráficos de frequência dos sensores - SARA v3.

A recente atualização da infraestrutura elétrica do laboratório deve contribuir para a detecção e redução dessas fontes de ruído em experimentos futuros. Como forma de mitigação, foram adotadas medidas como a blindagem dos cabos e sua separação em dutos distintos.

A avaliação do sistema, tanto em repouso quanto operando sob controle ativo, demonstrou que o desvio padrão associado aos erros e ruídos dos sensores permanece dentro de um limite aceitável de menos de 5 %. Dessa forma, os dados obtidos são considerados confiáveis.

1.10 Métodos de validação

A validação de motores de foguete híbridos é uma fase essencial no desenvolvimento desses sistemas, assegurando seu funcionamento seguro e eficiente. Em suma, a validação é um processo multidisciplinar que combina análises teóricas e simulações computacionais com elementos experimentais práticos, podendo produzir sistemas mais eficientes e confiáveis.

1.10.1 Teóricos

A validação de motores de foguete híbridos começa com uma análise analítica e revisão de textos e artigos que abordam o assunto, fundamentais para saber o que esperar em relação ao desempenho do motor antes das simulações e testes práticos. Inicialmente, a análise termodinâmica é realizada para calcular o desempenho com base nas propriedades dos propelentes utilizados.

Isso inclui parâmetros críticos como impulso específico, temperatura na câmara de combustão e velocidade de exaustão dos gases, que determinam a eficiência e a potência do motor. Desta forma, é possível ter uma base para formular melhor as análises propostas.

1.10.2 Numéricos

De forma análoga, a análise numérica, a Dinâmica de Fluidos Computacional (CFD), revela diversos aspectos essenciais para o desenvolvimento e otimização do motor, como o efeito de resfriamento do oxidante nos injetores, o comportamento das gotículas, o gradiente térmico na decomposição do óxido nitroso, o efeito de recirculação na pré-câmara e a camada limite rica em combustível na pós-câmara, que favorece a proteção e o resfriamento das paredes. Além disso, são analisados o desempenho geral do motor, a mistura altamente tridimensional dos propelentes e o processo de combustão. As simulações numéricas apresentaram as características gerais do motor de foguete hí-

brido, fornecendo informações valiosas sobre seu desempenho, confiabilidade e eficiência. As simulações precisam ser rigorosamente validadas ([SHYNKARENKO et al., 2024](#)).

Outro aspecto importante é a modelagem da queima do propelente, especialmente a taxa de regressão do combustível sólido, um dos principais desafios dos motores híbridos. A taxa de regressão, que é a velocidade com que o combustível sólido se torna gás e é queimado, depende de fatores como a pressão na câmara de combustão e o fluxo do oxidante, sendo essencial para prever o consumo de combustível e a duração da queima.

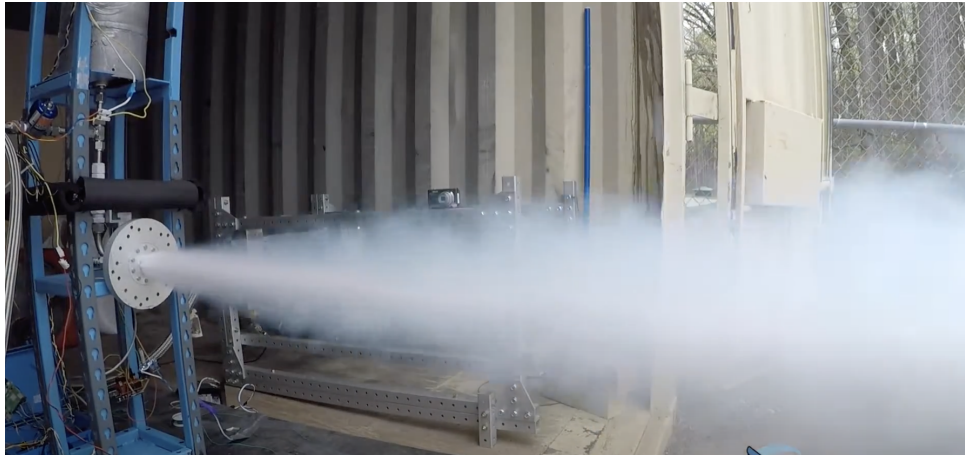
Além disso, a análise estrutural é realizada para verificar a resistência dos materiais que compõem o motor, como o revestimento do propelente e a câmara de combustão. Essas análises garantem que o motor possa suportar as altas pressões e temperaturas envolvidas na operação, evitando falhas estruturais que poderiam comprometer a segurança do sistema. Juntas, essas etapas computacionais fornecem uma base sólida para o desenvolvimento seguro e eficiente de motores de foguete híbridos.

Finalmente, é necessário que exista um modo de verificar com precisão que a análise numérica está correta. Tendo isso em vista, o principal método é a comparação com o Rocket Propulsion Analysis (RPA), que é um software projetado para prever o desempenho e os parâmetros de motores de foguete. Logo, incorporando os valores resultantes do RPA no software ANSYS Fluent é possível ter uma ideia mais precisa de como as propriedades devem se comportar no sistema ([PONOMARENKO, 2014](#)).

1.10.3 Experimentais

Concluindo, a última fase de métodos de validação são os testes experimentais que consistem evidentemente no teste do sistema completo em atuação. Os testes são separados em teste frio e teste quente; o teste frio é aplicado basicamente para a análise das funcionalidades básicas do sistema, como as ações das válvulas e sensores, avaliação do fluxo do sistema e de desempenho e estabilidade da bancada de testes. Analogamente, os testes quentes são os testes mais cruciais para o uso do motor, onde são analisados os sistemas de ignição, pressão e temperatura, sistema de alimentação, queima do combustível e o resfriamento do sistema ([SUTTON; BIBLARZ, 2016](#)).

A análise dos resultados dos testes frios e quentes é feita por meio de um software chamado LabView, que possibilita a aquisição dos dados em tempo real durante os testes, o que permite armazená-los para que seja feita uma análise posteriormente ao teste ([NATIONAL, 2024](#)).



(a) Teste frio.



(b) Teste quente.

Figura 16 – Exemplo de teste frio e quente - Motor Stellaris da Universidade John Hopkins (REED, 2023).

1.11 Motores Desenvolvidos no CPL

Como em qualquer projeto iniciado do zero, é necessário passar por diversas etapas de refinamento até se alcançar a melhor versão possível do produto idealizado. Com esse propósito, no CPL, os conceitos e designs dos motores são constantemente aprimorados por meio da produção de múltiplos protótipos de um mesmo modelo. Cada versão prototipada passa por ajustes específicos que contribuem para seu aperfeiçoamento contínuo. Nesta seção, serão apresentados os motores já desenvolvidos no CPL, com ênfase nas versões SARA v2 e v3, por se tratarem de modelos utilizados para testes e para a aplicação prática da metodologia desenvolvida, respectivamente.

1.11.1 SARA v2

Na indústria aeroespacial, um sistema de controle de empuxo em motores de foguetes é essencial para a operação do motor dentro de seu envelope de voo, com o intuito de cumprir todos os requisitos de uma missão. A modulação de empuxo tem sido amplamente estudada ao longo de anos em vários países. Contudo, os sistemas de controle de

fluxo frequentemente enfrentam desafios relacionados à complexidade, disponibilidade regional e custos, tornando-os inacessíveis para empresas, agências ou laboratórios menores (SHYNKARENKO; GONTIJO, 2020).

Visto que era necessário alterar alguns critérios para melhorar o desempenho e os aspectos do motor, foi analisada a mudança de controle de empuxo, uma melhoria no sistema de aquisição que já estava ultrapassado e algumas outras mudanças pontuais relacionadas à eficiência do sistema. Porém, a falta de soluções de controle de fluxo voltadas para aplicações aeroespaciais no mercado brasileiro, especialmente para laboratórios de pesquisa e universidades, foi uma das principais dificuldades dessa transição para a segunda versão desse motor. Essa segunda versão do motor, realizada ao longo de três anos no CPL, foi desenvolvida, construída e testada em um sistema de controle de empuxo com controle da taxa de fluxo de propelente.

Como exemplo de aplicação, o controle de óxido nítrico foi explorado, sendo um dos fluidos mais complexos em aplicações de motores híbridos, do ponto de vista computacional. Os coeficientes de fluxo e descarga da válvula foram determinados experimentalmente para diversos níveis de abertura da válvula e condições de fluxo. Assim, relações empíricas entre as características do fluxo e o sinal de controle foram estabelecidas, permitindo o desenvolvimento de um algoritmo eficiente de controle em tempo real, implementado no software de controle do LabVIEW.

A primeira geração do motor SARA tinha uma estrutura modular composta por seções de injeção, pré-câmara, câmara, pós-câmara e tubeira. As partes de cada seção eram substituíveis, permitindo estudar os efeitos da geometria do motor em seu desempenho e estabilidade. Partindo dessa abordagem, diferentes projetos de componentes foram testados experimentalmente, possibilitando a identificação do design mais eficiente para o motor.

Com base no projeto anterior, os pesquisadores do laboratório reduziram a massa do motor a partir de análises térmicas e estruturais da câmara de combustão. Isso incluiu a redução da espessura das paredes do motor, a introdução de um novo design de isolamento térmico e o uso de materiais estruturais com características aprimoradas. Além disso, o processo de fluxo no motor foi simulado utilizando um modelo turbulento compressível com combustão, e o conjunto do motor foi validado experimentalmente (SHYNKARENKO et al., 2023).

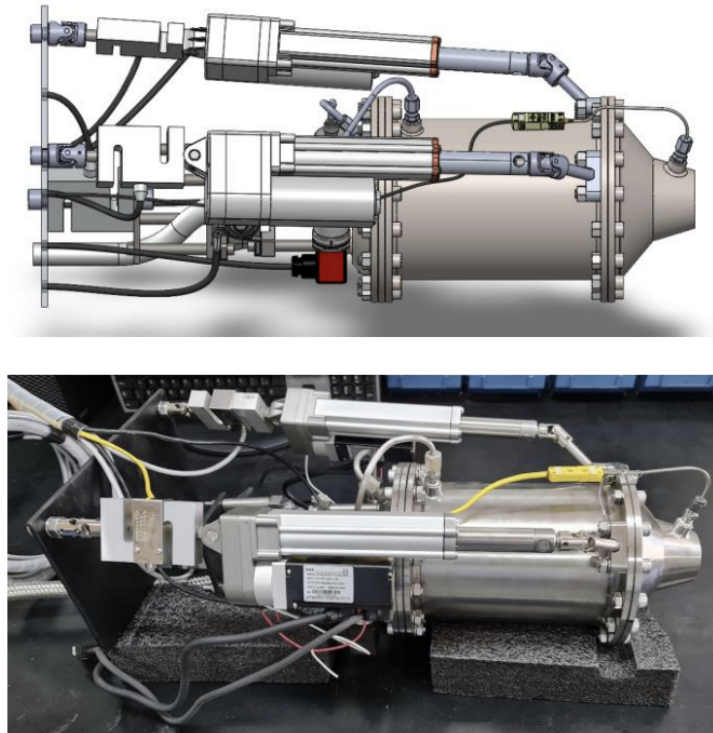


Figura 17 – Motor SARA v2. Fonte: (SHYNKARENKO et al., 2023)

A fim de implementar um sistema mais moderno e facilitar a aquisição de dados do motor, foi adotado o LabVIEW, um dos softwares mais renomados em DAQ. Esse sistema representou um avanço significativo em relação aos sistemas anteriormente utilizados no CPL, proporcionando uma aquisição de dados em tempo real muito mais eficiente. Além disso, foi implementado um sistema de módulos para a codificação dos dados, otimizando ainda mais o processo.

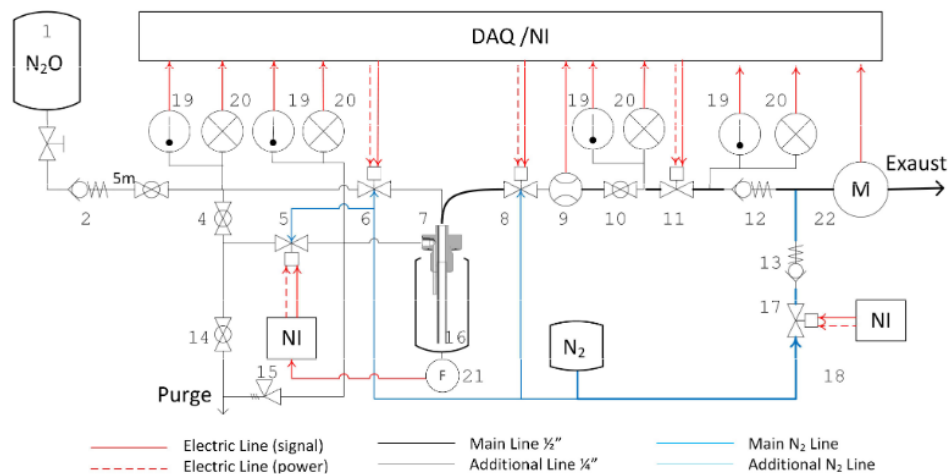


Figura 18 – Esquemático do sistema de alimentação. Fonte: (SHYNKARENKO; GON-
TIJO, 2020)

Outro fator crucial nas modificações realizadas no design deste motor foi o desen-

volvimento e a aplicação de sistemas de gimbals e atuadores. Esses dispositivos permitem que o motor possua diferentes graus de liberdade em sua movimentação, possibilitando a alteração do ângulo de atuação dentro de limites previamente definidos. Além disso, todo o sistema é controlado computacionalmente por meio de um código desenvolvido pelo laboratório, garantindo precisão e eficiência no ajuste dos movimentos.

Vale ressaltar que o principal motivo para a implementação dos gimbals e atuadores foi a medição do empuxo e das forças exercidas pelo motor. Essas ferramentas oferecem maior precisão nos métodos de medição, cuja eficácia será verificada na seção de teste estático deste trabalho.

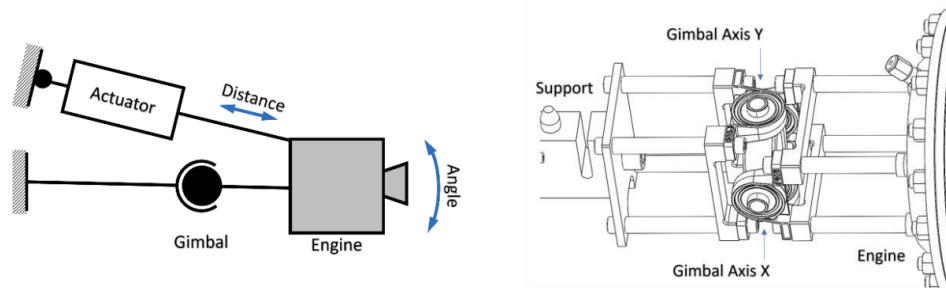


Figura 19 – Esquemático do sistema do gimbal e os atuadores. Fonte: (SHYINKARENKO et al., 2023)

Tendo em vista todos os dados e análises sobre as alterações no motor, a Tabela 9 representa os parâmetros obtidos durante todos os testes feitos nele. As informações, explicitadas a seguir, demonstram que os principais dados analisados em um teste do motor estão de acordo com as simulações e, principalmente, alinhados com o que se esperava de resultado em relação ao sistema RPA. Observa-se também que variáveis como pressão na câmara de combustão, impulso específico e temperatura na câmara estão em conformidade com as expectativas. O resultado desta análise representa que o caminho foi traçado corretamente, o que possibilita o avanço nos testes e novas ideias de melhorias no desenvolvimento do próximo motor a ser estudado nesse trabalho.

Parâmetros	Unidades	RPA	Simulação	Experimental
P_{opt}	N	964	927	950
Isp_{opt}	s	230	194	196
m_{ox}	g/s	379	380	390
m_f	g/s	48.4	96.4	92.7
p_{ch}	bar	34.5	32.5	31.8
T_{ch}	K	3257	2261	2489*
T_e	K	1968	1913	1095*
T_N	K	1982	1460	922
γ	-	1.17	1.22	1.29*
M_e	-	2.77	2.42	3.0*

*Dados experimentais processados em RPA.

Tabela 9 – Comparação de parâmetros do motor SARA v2. Fonte: (SHYNKARENKO et al., 2024)

1.11.2 SARA v3

Finalmente, motivado pelo crescente interesse em utilizar tecnologias de impressão 3D para motores híbridos e com objetivos específicos voltados para a definição das características do motor e a racionalização de decisões críticas de projeto. Surgiu a ideia deste último motor, projetado pelo CPL em conjunto com a Escola de Engenharia Aeroespacial da Universidade Sapienza de Roma, concentra-se em um projeto conceitual, fabricação do mais recente protótipo do SARA, utilizando tecnologia de manufatura aditiva. A iniciativa é fruto de um esforço colaborativo que promove uma aliança nacional entre indústria, institutos de pesquisa e academia, com o objetivo de impulsionar as capacidades do Brasil em propulsão aeroespacial e fomentar a colaboração internacional, abrangendo diversas áreas do projeto (SHYNKARENKO et al., 2024).

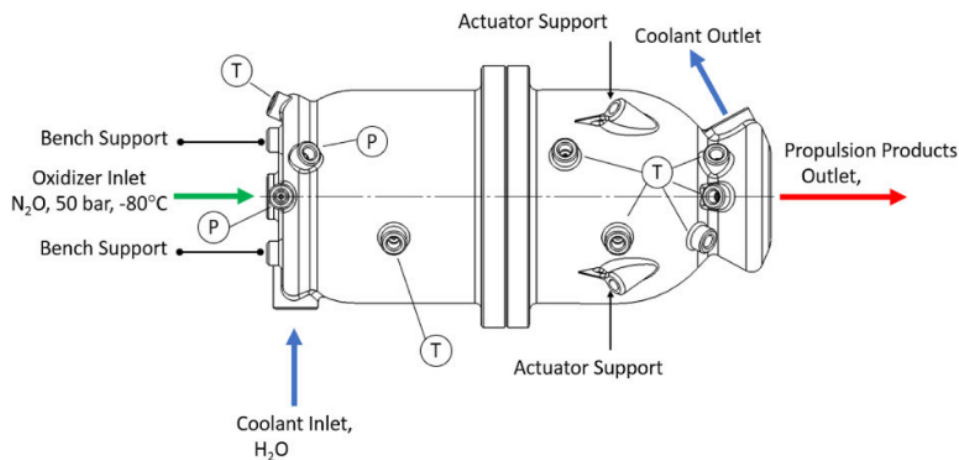


Figura 20 – Motor SARA v3. Fonte: (SHYNKARENKO et al., 2024)

Este trabalho englobou tanto o design conceitual quanto o desenho detalhado até simulação numérica, manufatura aditiva, análise estrutural e desenvolvimento de sistemas

de controle. A pesquisa justifica o uso de impressão 3D em motores de foguete híbridos ao definir objetivos específicos, como caracterização do motor, adaptação de bancadas de teste e sistemas de alimentação, estabelecimento de requisitos estruturais e racionalização de decisões críticas de projeto.

Além disso, este trabalho teve o intuito de atingir um Nível de Maturidade Tecnológica (TRL) de 6 para a câmara de combustão, pioneiro na integração de ferramentas térmicas e estruturais em processos de manufatura aditiva. Um objetivo secundário é desenvolver um sistema de resfriamento líquido para o motor impresso em 3D, como um passo intermediário para a criação de sistemas de propulsão líquida em projetos futuros (MANNING, 2023).

Projetado como um demonstrador tecnológico, o motor-foguete híbrido com capacidades de resfriamento representa um avanço na tecnologia de foguetes híbridos, além de estimular o crescimento de sistemas espaciais, apoiando startups e spin-offs (SHYNKARENKO et al., 2024).

Dada a importância deste avanço, este trabalho tem como foco principal planejar os testes desse motor mais recente e comparar com os resultados computacionais adquiridos através de simulação CFD. Com o intuito de facilitar futuras análises comparativas, a Tabela 10 apresenta os resultados das simulações e sua análise utilizando como sistema de comparação o RPA. Esses valores servirão de referência para comparação com os resultados experimentais a serem obtidos posteriormente.

Parâmetros	Unidades	Modelo B	Modelo C	RPA
$T_{w,max}$	K	899.5	1473	1673
Δp_{chan}	kPa	1.530	2.730	0.1
ΔT_{chan}	K	21	43.27	122.4
$V_{chan,e}$	m/s	1.485	1.416	1.670
$[O_2]_{ch}$	-	-	0.130	< 0.001
$[CO]_{ch}$	-	-	0.033	0.360
$[CO_2]_{ch}$	-	-	0.068	0.036
$[H_2]_{ch}$	-	-	< 0.001	0.020
$[H_2O]_{ch}$	-	-	0.039	0.069
$[N_2]_{ch}$	-	-	0.425	0.514

Tabela 10 – Resultados comparados entre diferentes abordagens da simulação e com o RPA. Fonte: (SHYNKARENKO et al., 2024)

Onde, as três abordagens (Modelo B, Modelo C e RPA) apresentam valores distintos para a queda de pressão do refrigerante. Essas diferenças podem ser atribuídas a variações no refinamento da malha nas regiões próximas às paredes. Dessa forma, os modelos se configuram em:

- **Modelo A** – Fluxo com reação química na câmara de combustão em formulação

estacionária e transiente (malha dinâmica).

- **Modelo B** – Fluxo compressível quente e não reativo na câmara de combustão com material sólido da câmara e modelos de líquido de resfriamento incompressível.
- **Modelo C** – Modelo A acoplado com um corpo sólido e modelos de líquido de resfriamento incompressível.

2 Metodologia

Em seu sentido mais geral, o método é a ordem que se deve impor aos diferentes processos necessários para atingir um fim dado ou um resultado desejado. Nas ciências, entende-se por método o conjunto de processos que o espírito humano deve empregar na investigação e demonstração da verdade. O método é um procedimento regular, explícito e passível de ser repetido para conseguir-se algum objetivo (M; L, 2000).

Neste contexto, este trabalho expõe a metodologia aplicada para validar e comparar os testes realizados nos motores SARA v2, SARA v3 e Slab Burner.

A abordagem metodológica implementada segue uma sequência estruturada de etapas, inicialmente aplicadas ao motor SARA v2. Posteriormente, a mesma metodologia foi replicada nos testes com o SARA v3 e no Slab Burner, com o objetivo de validar tanto o procedimento quanto os dados obtidos, por meio da comparação entre os resultados.

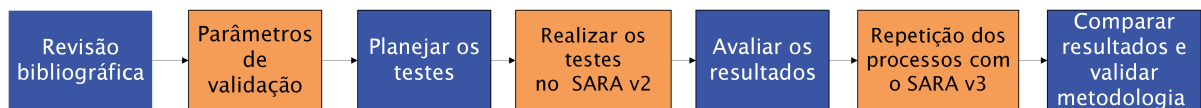


Figura 21 – Esquemático resumo metodologia.

As etapas que compõem a metodologia adotada são detalhadas nas seções seguintes deste trabalho. O objetivo principal é obter, por meio dos testes, dados de pressão, temperatura e empuxo fornecidos pelos sensores instalados nos motores em estudo, a fim de viabilizar uma comparação consistente entre os modelos SARA v2 e SARA v3.

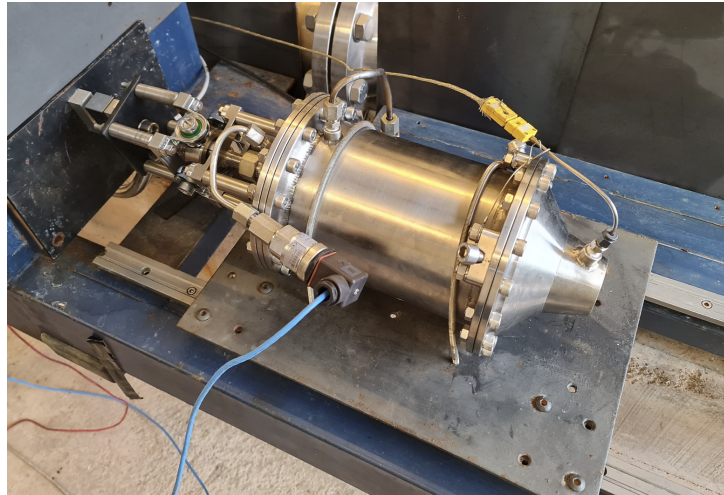
A metodologia baseia-se na realização dos mesmos procedimentos de teste para ambos os motores, verificando se os valores medidos estão de acordo com o comportamento esperado antes de cada experimento. Essa abordagem permite estabelecer uma sequência padronizada de etapas, que poderá ser replicada em testes futuros com os motores atuais e com novos protótipos, assegurando um parâmetro de comparação confiável e a verificação da consistência dos dados obtidos.

Além disso, o trabalho visa identificar possíveis erros associados aos métodos de medição e adotar estratégias para minimizá-los durante o processo experimental.

As próximas seções apresentam a configuração dos testes, bem como a comparação entre os resultados de ensaios anteriores e atuais.

2.1 Bancadas do CPL

Atualmente, o sistema do CPL é composto por duas bancadas de teste: uma horizontal (22a), bancada utilizada para testes mais simples, e outra vertical (22b) utilizada para testes mais complexos e medição de empuxo em situação análoga a um lançamento. Neste trabalho, será dada ênfase à descrição detalhada dos sistemas acoplados na bancada vertical, utilizada no motor em teste.



(a)



(b)

Figura 22 – Bancada vertical (a) e horizontal (b) do CPL.

2.2 Sistema de alimentação

Um sistema de alimentação consiste em um conjunto de partes que é responsável por fornecer, de maneira eficiente e controlada, o oxidante e o combustível necessários para a combustão no motor.

Tendo isso em vista, o sistema de alimentação do motor SARA tem como propósito transportar da forma mais eficiente e segura possível o oxidante (N_2O) até a câmara de combustão do motor onde está localizado o grão de combustível (C_nH_{2n+2}) para que haja a combustão. A Figura 23 ilustra o sistema detalhado de alimentação de propelente do sistema de motor de foguete híbrido com muitos pontos principais de medição de pressão, temperatura e o uso de células de carga. A instalação de teste inclui um tanque de oxidante, três válvulas anti-retorno que têm como objetivo controlar ou interromper completamente o fluxo de um oxidante no sistema, quatro válvulas esfera que têm a função de controlar o fluxo, além de permitir a abertura, o fechamento ou, em alguns casos, ajuste parcial do fluxo, quatro válvulas de duas vias que consistem em uma válvula simples que permite ou bloqueia a passagem do fluxo, e uma válvula de segurança que tem o mesmo intuito que a de anti-retorno.

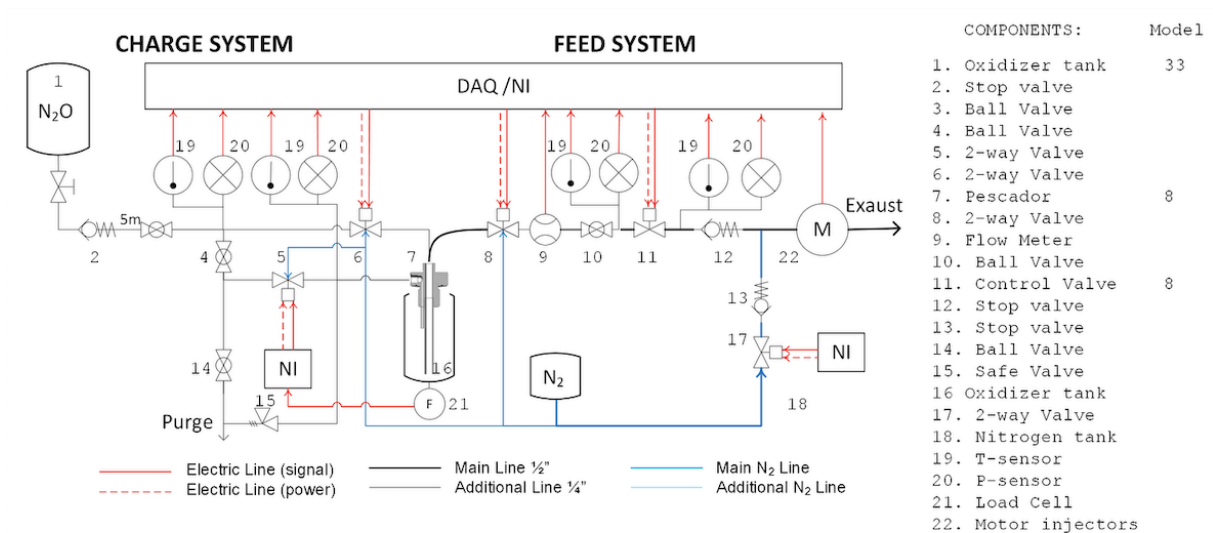


Figura 23 – Esquemático do sistema de alimentação.

2.3 Sistema de aquisição de dados

Como mencionado anteriormente, o sistema de aquisição de dados é, se não o mais importante, um dos componentes cruciais do sistema. Dada a sua importância, o planejamento e os testes dessa parte demandam tempo e atenção minuciosa para garantir a maior precisão possível. Para atender a esses requisitos, foi desenvolvido um programa no software LabVIEW, que automatiza todas as etapas do sistema de alimentação, além de integrar o recebimento de dados provenientes dos sensores. Essa funcionalidade é essencial, pois permite uma análise detalhada e precisa dos resultados obtidos nos experimentos realizados.

O sistema inclui uma interface que possibilita o controle completo das válvulas utilizadas no experimento, além de fornecer uma representação em tempo real do comportamento dos principais parâmetros do motor. Isso permite uma análise contínua dos resultados e garante a possibilidade de interromper o experimento de forma emergencial, caso ocorra algum problema ou algum parâmetro ultrapasse os limites estabelecidos.

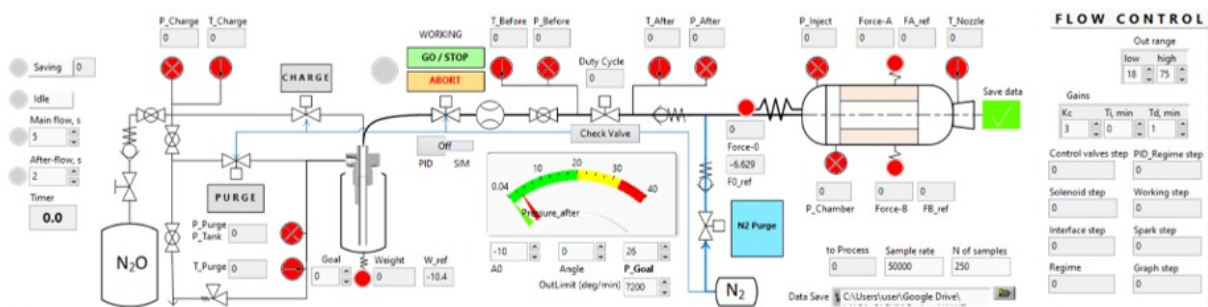


Figura 24 – Interface do sistema de aquisição de dados - SARA v2.

2.4 Resultados preliminares - Testes SARA v2

Considerando todas as especificações discutidas nesse trabalho, é possível então realizar os testes dos motores citados. Dessa forma, essa seção deve se conter a apresentar e discutir os resultados adquiridos nos testes, e justificar todos os parâmetros de planejamento do projeto.

2.4.1 Teste frio

No primeiro momento, a Figura 25 apresenta os resultados de pressão e temperatura obtidos durante o teste frio, realizado com uma pressão inferior à que será utilizada no motor SARA v2. É importante destacar que, em testes frios, é comum realizar duas etapas: inicialmente, utiliza-se uma pressão reduzida como medida de segurança, visando

evitar danos ao equipamento ou a ocorrência de acidentes em caso de falha, e posteriormente utiliza-se a pressão total para avaliar os resultados.

Ao analisar os gráficos, observa-se que a pressão começa em um ponto inicial definido. Nota-se também a presença de um distúrbio inicial no gráfico, seguido por uma queda constante. Esse distúrbio corresponde à validação dos sistemas envolvidos no processo, refletindo a abertura e fechamento das válvulas, o que comprova sua funcionalidade. Além disso, essa etapa confirma o funcionamento adequado dos sensores utilizados, o que constitui o principal objetivo do teste frio. Dessa forma, garante-se que todas as condições estejam devidamente validadas para o início do ensaio.

Em um seguido momento, percebe-se uma queda constante da pressão até se encontrar um equilíbrio nas regiões selecionadas, fato que já era esperado, tendo em vista que a pressão deve cair durante o ensaio, conforme gasta-se o oxidante.

De forma análoga, a análise da variação de temperatura apresentou um comportamento condizente com o esperado. Em testes frios com oxidantes como o óxido nítrico, é comum observar uma queda de temperatura devido às características termodinâmicas do fluido. No caso em questão, as temperaturas na antes da válvula de controle e após a válvula de controle iniciaram próximas à temperatura ambiente e, ao longo do teste, evidenciou-se uma redução progressiva nos valores, conforme esperado para esse tipo de ensaio. Como citado anteriormente, o teste frio não utiliza todas as partes do motor. Tendo isso em vista, a análise de temperatura se limita às partes utilizadas que possuem variação, dado que a temperatura no tanque permaneceu constante durante o teste.

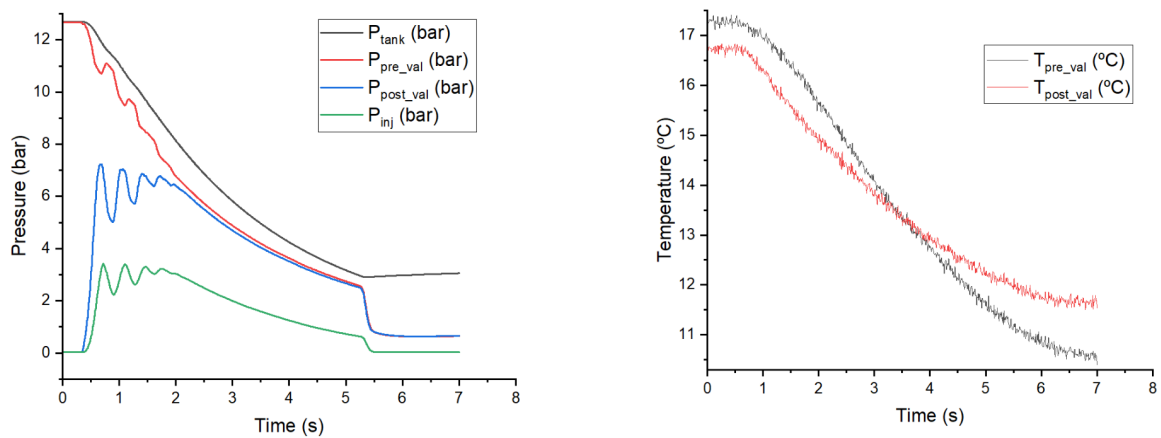


Figura 25 – Teste frio de baixa pressão.

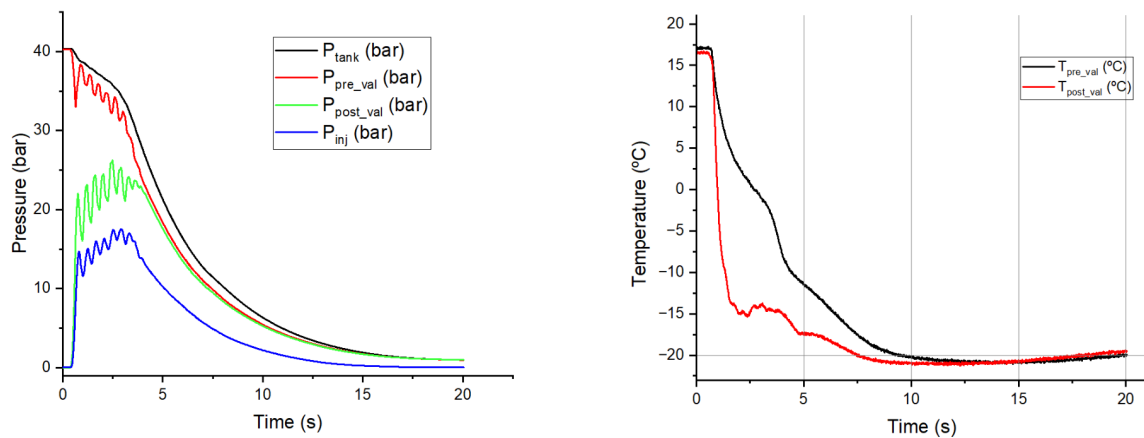


Figura 26 – Teste frio de alta pressão.

A Figura 26, que apresenta o teste frio em condições de alta pressão, evidencia que os parâmetros analisados não apresentam alterações significativas em comparação com o teste de baixa pressão. Contudo, torna-se mais evidente o comportamento das válvulas durante o processo, bem como a queda de pressão observada. Adicionalmente, a figura proporciona uma visualização mais detalhada da dinâmica de redução de temperatura, onde a saída do oxidante ocorre de forma consideravelmente mais rápida. Esse comportamento intensifica a troca de calor tanto com o material do motor quanto com os sensores, tornando essa interação térmica mais visível. O gráfico de temperatura em baixa pressão apresenta ruído na medição por representar um curto período de tempo.

2.4.2 Teste quente

Finalmente, ao término de todo o processo descrito neste trabalho, alcançamos a etapa principal e de maior relevância: o teste quente.

Nesta seção, são apresentados os principais gráficos e análises dos ensaios. Os testes foram divididos em três etapas. Inicialmente, realizou-se um teste de cinco segundos de queima utilizando um grão de parafina sem aditivos de polietileno. Em seguida, foram conduzidos dois testes adicionais, ambos com duração de dez segundos, utilizando grãos contendo 5% e 10% de polietileno, respectivamente.

A Figura 27 apresenta a análise de pressão e temperatura realizada no primeiro teste. Observa-se que os parâmetros comportaram-se conforme o esperado, com as pressões previstas antes da válvula de controle e após a válvula de controle sendo atingidas. O

teste foi concluído com sucesso, evidenciado pela pressão atingida no final. As oscilações observadas nas linhas de pressão devem-se à baixa rigidez do grão de combustível, o que gerou instabilidades na queima e interferências nos sensores. Em relação à temperatura, tanto antes da válvula de controle quanto depois, nenhum limite pré-definido foi excedido.

A Figura 27 exibe a evolução da temperatura na tubeira do motor, componente crucial para a análise de desempenho do ensaio. As temperaturas alcançaram aproximadamente $250\text{ }^{\circ}\text{C}$ na fase final do teste, confirmando a eficácia do sistema sob as condições operacionais previstas.

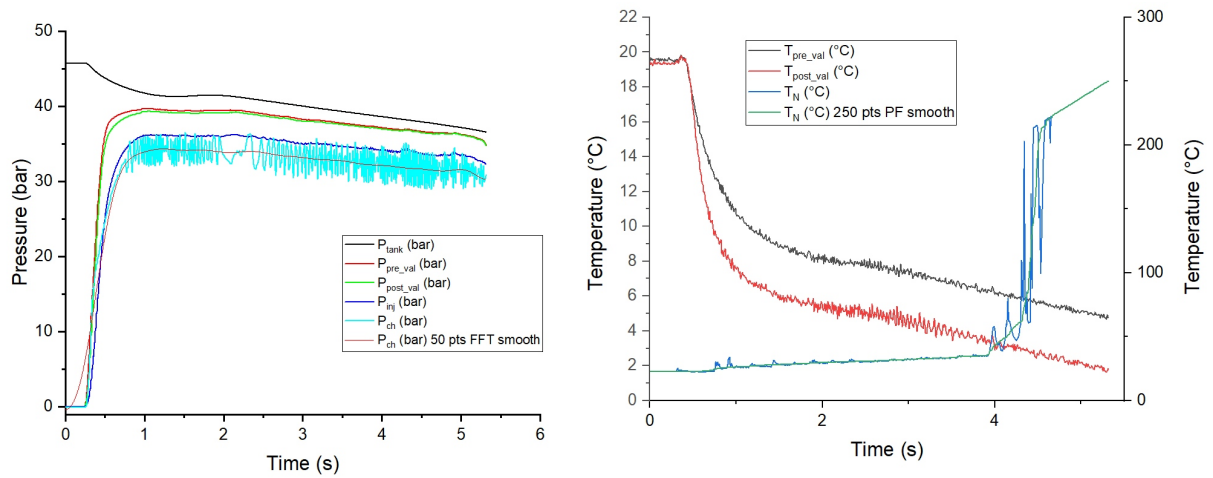


Figura 27 – Teste quente - 5 s.

A Figura 28 mostra o segundo teste, onde é visível algumas diferenças dado o uso de polietileno no grão de combustível.

Em primeiro lugar, é possível ver que as pressões são semelhantes, apresentando apenas um contraste sobre a instabilidade de medição, esse contraste ocorreu devido ao uso de um grão de combustível mais rígido. Além disso, não são apresentadas tantas oscilações quanto no teste anterior e apresenta uma amostra bem maior, cobrindo dez segundos, dessa forma, as instabilidades são dispersas no gráfico.

Em relação à temperatura antes e depois da válvula de controle, é apresentada uma queda já visível no teste anterior, próxima aos cinco segundos e uma queda significativa perto do fim do teste.

A Figura 28 mostra uma grande diferença na medição da temperatura na tubeira, visto que os sensores mediram um pico de aproximadamente $650\text{ }^{\circ}\text{C}$, consideravelmente maior que as medidas sem nenhum aditivo de polietileno, que gera uma queima significativamente maior do grão.

A Figura 28 apresenta os resultados do segundo teste, evidenciando algumas diferenças decorrentes do uso de polietileno no grão de combustível.

Em primeiro lugar, observa-se que as pressões são semelhantes às do teste anterior, com um contraste na instabilidade das medições. Devido ao uso de um grão mais rígido, as oscilações foram significativamente reduzidas. Além disso, o teste cobre um período maior, de 10 segundos, o que proporciona uma amostra mais abrangente e permite que as instabilidades se dispersem no gráfico.

Quanto à temperatura nas antes e depois da válvula de controle, percebe-se uma queda semelhante à observada no teste anterior, ocorrendo próxima aos 5 segundos, seguida por uma redução significativa perto do final do teste.

A Figura 28 destaca uma diferença expressiva na medição da temperatura na tubeira. Os sensores registraram um pico de aproximadamente $650\text{ }^{\circ}\text{C}$, consideravelmente maior em comparação ao teste sem aditivo de polietileno. Esse aumento reflete uma queima significativamente mais intensa do grão de combustível.

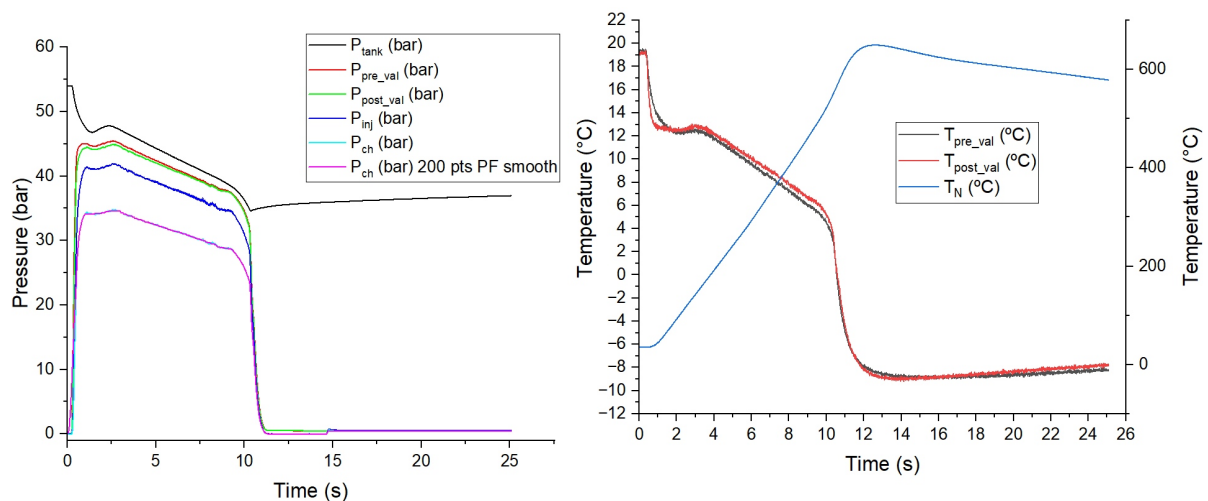


Figura 28 – Teste quente - 10 s - 5%.

Por fim, a Figura 29 apresenta os resultados do último teste, que enfrentou alguns imprevistos durante sua execução. Esses problemas podem ter sido causados por um erro no código utilizado ou em uma das válvulas empregadas na purga do oxidante. A válvula foi programada para se fechar automaticamente caso houvesse uma queda significativa de pressão entre os pontos antes e depois dela, como medida de segurança para evitar acidentes.

Nesse contexto, em algum momento próximo aos dois segundos de teste, a válvula se fechou. Posteriormente, ao equilibrar novamente a pressão, por volta dos seis segundos, ela reabriu, permitindo a continuidade do ensaio.

A Figura 29 ilustra claramente esse evento. Além disso, observa-se no gráfico um atraso de aproximadamente dois segundos entre o fechamento da válvula e a consequente

queda no fluxo.

Diante disso, não foi possível verificar com precisão a diferença de desempenho do grão contendo 10 % de polietileno. Esse problema é refletido na Figura 29, onde a temperatura na tubeira, que deveria ser superior ou igual à do teste anterior, apresenta valores muito próximos aos observados no primeiro teste.

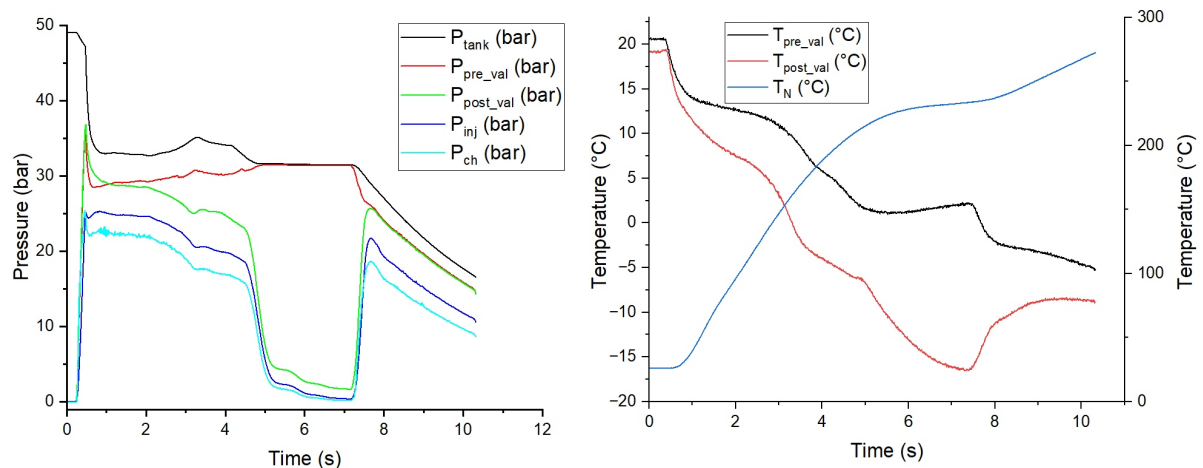


Figura 29 – Teste quente 10 s - 10%.

Os resultados obtidos nesta parte do trabalho foram, em grande parte, muito proveitosos, considerando o que se esperava deste trabalho inicial. Foi possível verificar o sucesso dos testes realizados e comparar com os resultados esperados, somando a isso a possibilidade de analisar os erros e imprevistos durante esse longo processo. Com base nisso, espera-se que a parte final deste trabalho ofereça uma visão abrangente do processo de planejamento de um projeto.

2.5 Segurança dos dados

A gestão da informação no laboratório é realizada com o apoio de uma parceria estratégica com a Google, estabelecida desde 2015. Essa colaboração garante um ambiente seguro e confiável para o armazenamento e o compartilhamento de dados, utilizando recursos avançados de segurança, como a autenticação em duas etapas e sistemas automatizados de backup com possibilidade de restauração de arquivos. Esses mecanismos não apenas protegem as informações contra acessos não autorizados, mas também oferecem resiliência contra perdas acidentais. Ao longo desses anos de parceria, não foram registrados incidentes de perda de dados ou violações de segurança, o que evidencia a robustez da solução adotada e o compromisso contínuo com a integridade e a confidencialidade das informações gerenciadas pelo laboratório.

3 Planejamento de ensaios

3.1 Normas de segurança

Considerando o objetivo principal deste trabalho, este capítulo busca detalhar o planejamento dos ensaios, os critérios utilizados para sua preparação e as normas de segurança aplicáveis, garantindo a execução adequada e segura dos testes.

Como é de se esperar, todo ensaio ou uso dos sistemas do motor requer uma enorme cautela e um sistema de normas definidos previamente. Tendo isso em vista, no ano de 2002 a NASA (National Aeronautics and Space Administration) apresentou uma proposta de unificar as normas e sistemas de segurança necessários para que exista um ambiente mais seguro e controlado. Tendo isso em mente, serão inicialmente apresentados os termos principais que representam o que significa um ambiente seguro e controlado e, posteriormente, as normas implementadas no CPL.

Termos relacionados à definição de segurança de um sistema:

- **Segurança:** É definida como a ausência de perigos que possam resultar no não cumprimento de um ou mais objetivos de segurança, causando morte, lesões ou doenças em seres humanos, impactando negativamente o meio ambiente e/ou causando danos ou perdas de equipamentos ou propriedades.
- **Desempenho de Segurança:** O desempenho de segurança é o complemento da probabilidade de dano, ou seja, uma redução da probabilidade de consequências adversas à segurança. Assim, um sistema não precisa ter um desempenho de segurança perfeito para eliminar os riscos à segurança; ele precisa apenas alcançar o desempenho de segurança especificado nos requisitos de desempenho de segurança aplicáveis.
- **Requisito de Desempenho de Segurança:** Um requisito de desempenho de segurança é a especificação de um nível mínimo aceitável de desempenho de segurança (ou seja, um valor máximo aceitável para a probabilidade de dano).
- **Risco:** O uso do termo "risco" está alinhado com sua definição no NPR 8000.4A (NASA, 2008), ou seja, risco é o potencial de falhas de desempenho, que podem se materializar no futuro, em relação ao cumprimento de requisitos de desempenho explicitamente estabelecidos e declarados em um ou mais domínios de execução da missão: segurança, técnico, custo e cronograma.
- **Risco de Segurança:** Risco de segurança (às vezes referido como "risco de desempenho de segurança") é o potencial de falhas em relação aos requisitos de desempenho

de segurança. Isso difere do uso comum do termo risco no contexto de segurança, que geralmente é entendido como a probabilidade de algum tipo de dano (por exemplo, expresso por medidas como a probabilidade de perda da tripulação (LOC), probabilidade de contaminação planetária ou expectativa de fatalidade pública). O risco de segurança surge apenas na medida em que há incerteza sobre se o desempenho de segurança do sistema atende aos requisitos.

- **Redução de Risco:** Redução de risco refere-se à expectativa de que, à medida que um programa ou projeto evolui ao longo do tempo, mitigações sejam implementadas e, à medida que preocupações com riscos sejam resolvidas e o conhecimento sobre as medidas de desempenho melhore, a incerteza diminua, levando a uma redução correspondente no risco (DEZFULI et al., 2014b).

Para os fins deste trabalho, segurança é definida como a ausência de condições que possam causar morte, lesões, doenças ocupacionais, danos ou perda de equipamentos ou propriedades, ou danos ao meio ambiente. Embora essa definição seja ampla, ela se concentra exclusivamente nas consequências físicas, em vez de funcionais. Para sistemas como motores não recuperáveis, danos ou perda de equipamentos podem ser significativos. Assim, é razoável incluir, dentro da definição de segurança, a ausência de condições que possam causar perda completa do sistema.

Uma vez que se entende a imensidão de um país como o Brasil e sua enorme importância relacionada a suas áreas de preservação ambiental, faz-se não só óbvio como fundamental a preocupação com as suas áreas verdes. Nesse contexto, destaca-se a necessidade de uma gestão responsável de resíduos, o manuseio de materiais tóxicos e o cuidado com o uso de materiais não poluentes durante o processo de desenvolvimento do motor. Essas práticas devem ser conduzidas de forma a evitar a contaminação do ecossistema, o surgimento de queimadas e a emissão de gases tóxicos. Tendo isso em vista, é crucial enfatizar o cumprimento rigoroso das leis que visam combater a destruição dos ecossistemas.

Diante disso, algumas leis e normas condizem com o contexto deste projeto, como por exemplo: as normas NBR 14.605 e NBR 17.505, que regularizam o armazenamento de líquidos inflamáveis e combustíveis, a NBR 10.004, que classifica os resíduos sólidos quanto aos seus riscos potenciais ao meio ambiente e à saúde pública. Para que estes resíduos possam ter manuseio e destinação adequados, existem as leis 9.605/98, lei de Crimes Ambientais, e a lei 14.944/2024, lei que também tem como objetivo prevenir os incêndios florestais (IBAMA, 2021).

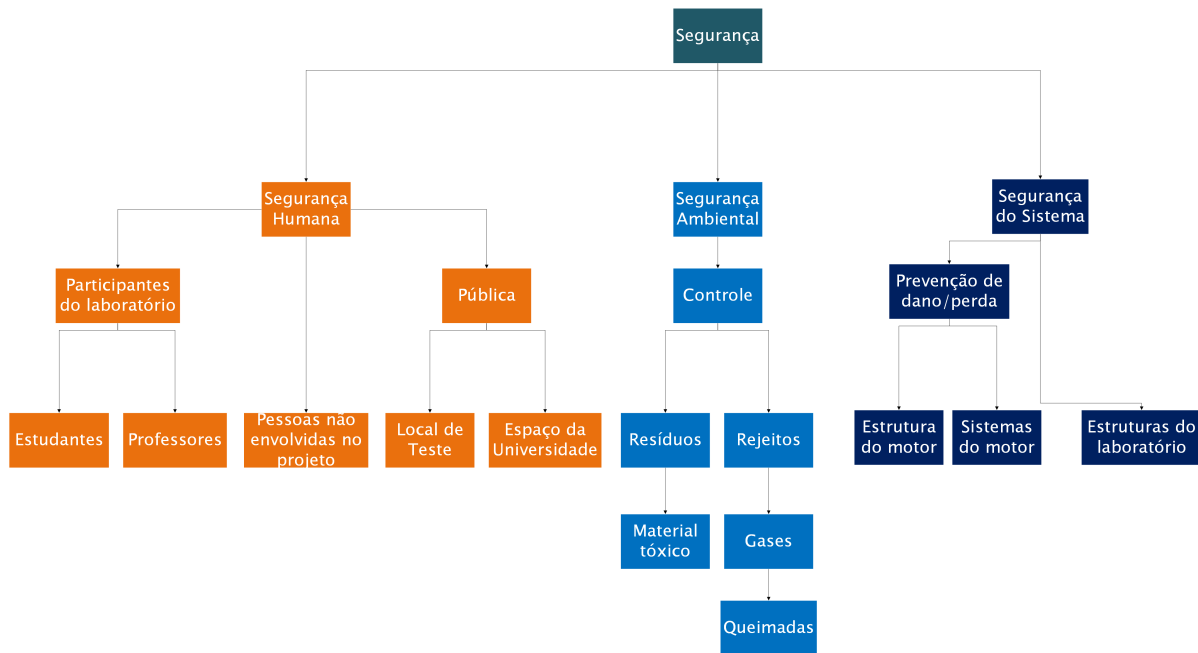


Figura 30 – Esquemático das análises de segurança.

Para que hoje o CPL atendesse de forma sucinta todas as necessidades exigidas para a execução de testes em escala universitária, foram verificadas as condicionantes exigidas em normas internacionais e nacionais, além de boas práticas, tais como: equipamentos de proteção individuais e coletivos (EPIs e EPCs), treinamento da equipe, distâncias de segurança, robustez e segurança da infraestrutura, entre outros que possam garantir a segurança dos envolvidos durante a utilização do laboratório.

Dentre as principais medidas de segurança da estrutura, podem ser citadas:

- As distâncias de segurança estabelecidas são mais que suficientes para mitigar os riscos quanto à possíveis danos a infraestruturas próximas;
- Um sistema de supressão de ruídos;
- Priorização de ensaios conduzidos em períodos cuja circulação de pessoas no campus é reduzida;
- Infraestrutura do local de testes rígida e de dupla camada para evitar propagação de acidentes.

3.2 Teste estático

Como já destacado, a parte mais importante de todo o projeto são os testes realizados com o motor. Posto isso, é necessário planejar com cautela todo o processo.

Inicialmente, será apresentada a rotina para a realização do teste estático do motor que consiste na validação do controle de empuxo (VC) que é realizada em três etapas. Em um primeiro momento, o sistema foi montado na bancada de testes, onde o empuxo foi modulado com um macaco hidráulico e controlado por meio de uma célula de carga. A configuração para a medição experimental de força está apresentada na Figura: 31.

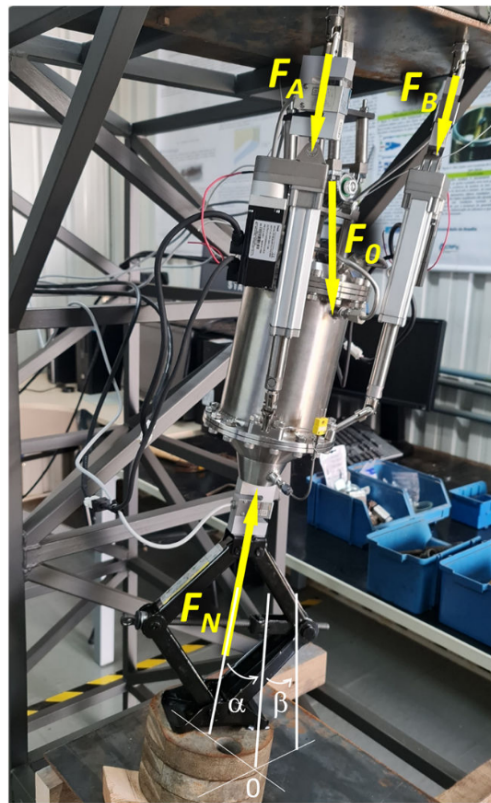


Figura 31 – Teste estático do TVC: definição das forças aplicadas F_N e das forças de reação F_0 , F_A e F_B . Fonte: (LEE et al., 2024b)

Nesta etapa, o motor foi defletido em um ângulo de -10° a 10° em ambos os eixos, representando o caso extremo de operação do TVC (Controle Vetorial de Empuxo). Os ângulos α e β foram ajustados com precisão controlando as posições dos atuadores L_a e L_b a partir do sistema. A força resultante de 1000 N, aplicada perpendicularmente ao eixo do motor, foi regulada pela célula de carga F_{total} . As células de carga de reação F_0 , F_A e F_B mediram as forças recebidas no sistema de articulação (gimbal) e nos atuadores A e B, respectivamente.

A variação da força registrada pela célula de carga central nesse teste foi de 97 a 154 N, com direção negativa. As forças medidas no atuador A variaram de -28 a 37 N,

enquanto no atuador B variaram de -25 a 42 N. O erro associado às células de carga foi estimado em $\pm 0,1$ N para F_A e F_B e $\pm 0,4$ N para F_0 , devido aos protocolos de medição de força estática e calibração utilizados na preparação dos testes.

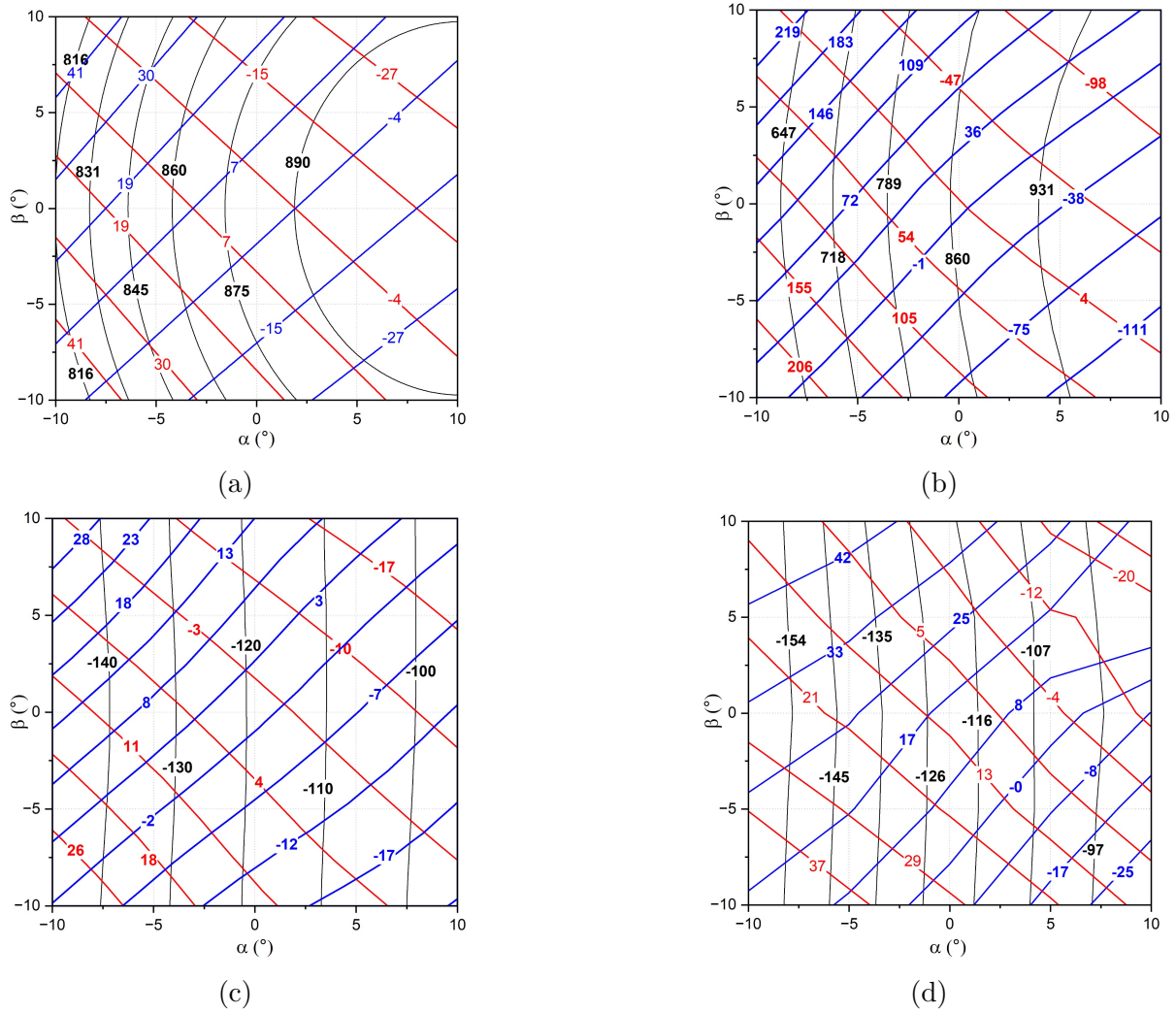


Figura 32 – Resultado analítico (a), resultados de simulação (b) e (c) e experimental (d), apenas o peso do motor: F_A (linhas vermelhas), F_B (linhas azuis) e F_0 (linhas pretas). Fonte: (LEE et al., 2024b)

Conforme mencionado anteriormente, observa-se que o uso dos gimbais e atuadores teve um impacto significativo nos resultados esperados de empuxo e forças do motor. Esses resultados seriam impossíveis de alcançar utilizando apenas as células de carga, devido à sua falta de flexibilidade em relação ao motor e ao elevado atrito gerado, que introduz ruídos na medição e apresenta desvios em relação aos valores esperados.

3.3 Teste frio

Como mencionado anteriormente, o teste frio é uma etapa preliminar que visa analisar os componentes essenciais do motor antes da realização do teste crítico, o teste quente. Nesse contexto, o planejamento para o teste frio do motor em estudo foi conduzido com extremo rigor e objetividade. Por ser um teste apenas do sistema inicial do motor, e não ter participação de combustível, ele inclui apenas as partes dos injetores, sem a câmara de combustão e a tubeira.

A primeira etapa consiste no abastecimento dos tanques, realizado com cautela devido ao manuseio de materiais tóxicos e altamente inflamáveis. Em seguida, verifica-se o funcionamento dos sistemas do motor, avaliando o desempenho das válvulas e dos sensores por meio do software de controle. Também é essencial calibrar e validar os dados fornecidos pelos sensores com o motor em estado estático, garantindo que tudo esteja de acordo com as expectativas para o teste. Essa etapa permite criar uma referência inicial, ou ponto "zero", fundamental para as análises após o teste.



Figura 33 – Teste frio - SARA v2.

3.4 Teste quente

A parte final e principal de todo desenvolvimento de motores de foguete se chama teste quente. Ele consiste em avaliar todas as funcionalidades do motor, seguindo uma abordagem semelhante ao planejamento do teste frio, contudo abrangendo os sistemas completos do motor, incluindo a câmara de combustão com o grão de combustível, a injeção de propelente, a parte da tubeira e ejeção da chama da combustão. Nesse sentido, é possível analisar todas as variações de pressão e temperatura em todo o fluxo do motor e avaliar seu comportamento estrutural com o teste, possibilitando a comparação com as análises prévias.

Além disso, o teste quente é fundamental para validar a eficiência do motor em

condições reais de operação, garantindo que ele atenda aos requisitos de desempenho e segurança. Durante esse processo, é possível identificar possíveis falhas, como deformações estruturais, instabilidades na combustão ou vazamentos nos sistemas de injeção e propulsão. Essas informações são essenciais para aprimorar o projeto, aumentar a confiabilidade do motor e otimizar seu desempenho, contribuindo para avanços significativos no desenvolvimento dos próximos motores.

Por fim, esse teste possibilita avaliar se todos os estudos teóricos, simulações e propostas dos experimentos realizados anteriormente ao teste condizem com o esperado e se o sistema foi proposto corretamente. Essa última fase permite que possam ser feitos ajustes futuros em novos protótipos e verificar a integridade do projeto. É também nessa etapa que são coletados os dados mais relevantes, possibilitando a publicação de materiais técnicos e científicos sobre o motor.

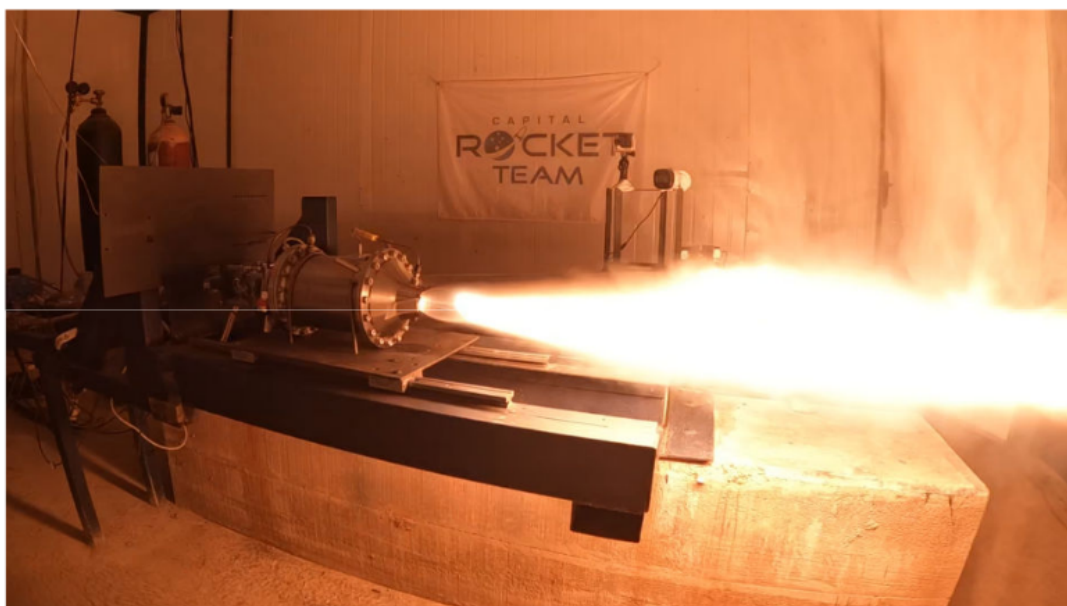


Figura 34 – Teste quente - SARA v2.

4 Resultados

Conforme apresentado anteriormente, este trabalho tem como objetivo aplicar a metodologia desenvolvida em diferentes tipos de testes realizados no CPL. Para confirmar a eficácia dessa metodologia, serão apresentados dois tipos distintos de ensaios. Primeiramente, será abordado o teste frio realizado no motor SARA v3, com o propósito de verificar se os resultados obtidos são coerentes com aqueles observados na etapa inicial deste estudo. Devido a questões logísticas e dificuldades relacionadas à mudança de local do laboratório, não foi possível concluir os testes quentes no SARA v3 até o término deste trabalho. Considerando essa limitação, e buscando tanto validar a metodologia por outra via quanto ampliar seu escopo de aplicação, esta seção também apresenta a análise dos resultados do ensaio conduzido no Slab burner disponível no laboratório.

4.1 Teste frio - SARA v3

O teste frio realizado no motor SARA v3 foi conduzido utilizando o mesmo procedimento e aplicando a mesma metodologia de análise de dados previamente descrita. Foram realizados dois ensaios: um em condição de baixa pressão, apresentado na Figura 35, e outro em condição de pressão elevada, mostrado na Figura 36.

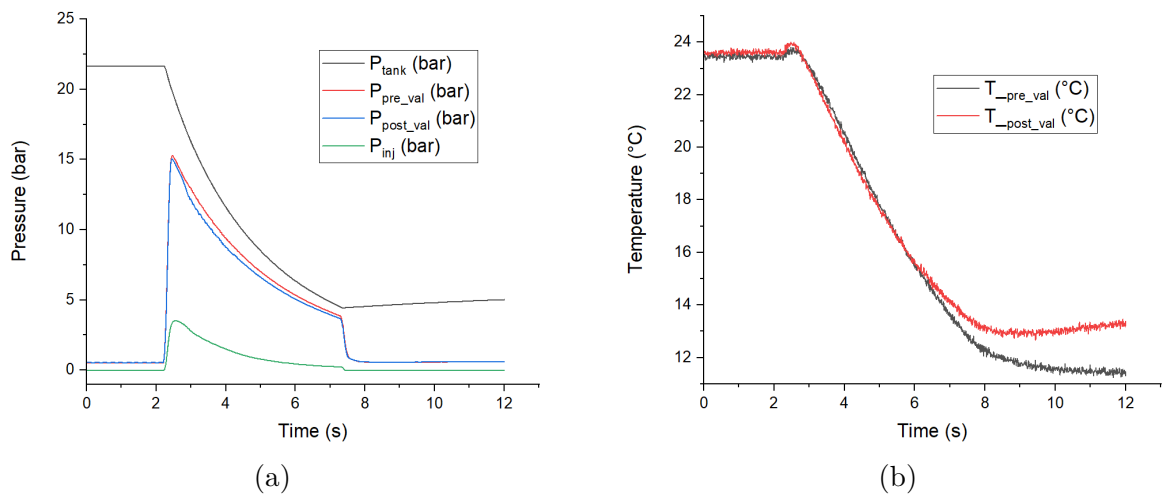


Figura 35 – Teste frio SARA v3 - baixa pressão.

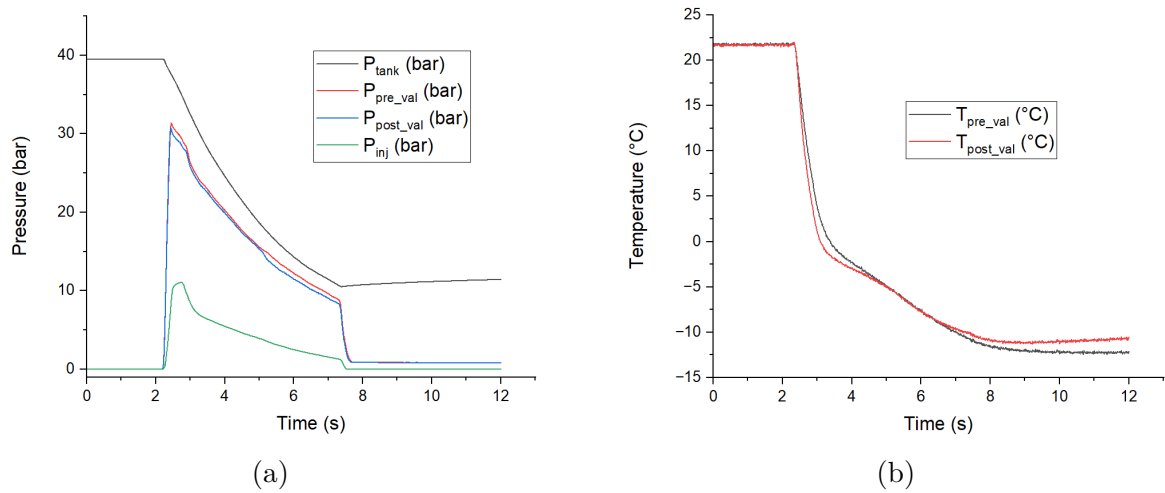


Figura 36 – Teste frio SARA v3 - alta pressão.

Já de imediato é possível observar uma semelhança no comportamento entre os testes realizados no SARA v2, apresentados na seção 2.4.1, e os testes conduzidos nesta etapa. Os resultados obtidos estão de acordo com o esperado para cada condição: inicialmente, no teste conduzido com pressão mais baixa representado na Figura 35, previa-se alcançar uma pressão de até 15 bar, acompanhada de uma queda de temperatura e pressão relacionada ao objetivo definido no início do ensaio.

De forma análoga, o teste conduzido com pressão mais elevada, representado na Figura 36, também atingiu a meta de 30 bar, comportamento semelhante ao verificado nos ensaios realizados no motor anterior.

Esses resultados demonstram coerência e sustentam a validação da metodologia proposta, pois, aplicando a mesma preparação, utilizando os mesmos sensores e adotando a mesma forma de interpretação, foram obtidos valores consistentes em ambas as situações.

Apesar dessa consistência e do caráter comparativo válido entre os casos, torna-se necessário aplicar a metodologia em um contexto distinto, a fim de ampliar sua comprovação. Por esse motivo, a próxima seção apresenta a análise e interpretação dos testes realizados no Slab burner disponível no laboratório.

4.2 Teste Slab Burner

Uma vez que o Slab Burner disponível no CPL apresenta o mesmo sistema de alimentação e aquisição de dados que o motor SARA v2 e v3, além de empregar os mesmos sensores, ainda que com pequenas variações nas configurações, ele se mostra adequado para a validação da metodologia adotada neste trabalho.

Considerando que este trabalho se concentrou apenas na análise do motor híbrido, julga-se oportuno apresentar brevemente o conceito de um Slab Burner.

Um Slab Burner consiste em uma bancada de testes projetada para estudar a queima de combustíveis sólidos ou híbridos de forma simplificada e controlada. Diferentemente de um motor com geometria completa, o combustível é preparado em formato de placa, normalmente retangular ou cilíndrico aberto, e exposto a um fluxo de oxidante. Dessa maneira, a chama se propaga sobre uma superfície plana, o que possibilita a análise da taxa de regressão do combustível, o estudo de fenômenos de combustão de forma visual e controlada, além da medição de parâmetros como temperatura, pressão e velocidade de chama, servindo também para validação de modelos teóricos de combustão (CHIAVERINI; KUO, 2007).

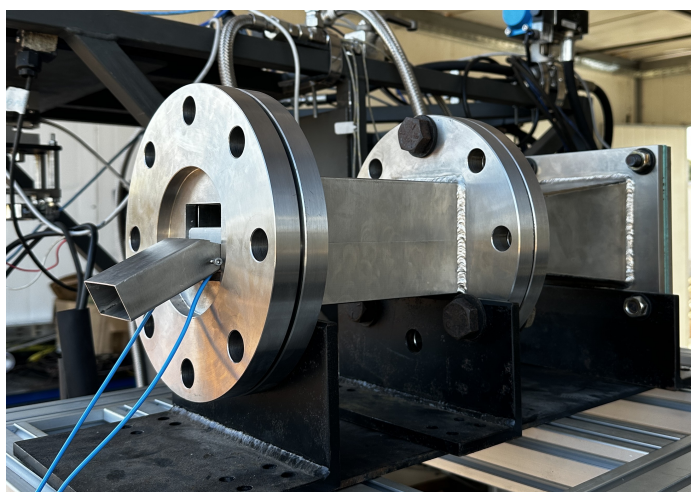


Figura 37 – Slab Burner - CPL.

Os testes realizados no Slab Burner são análises em cooperação com a KAU (Korean Aerospace University) e seguiram a mesma configuração adotada anteriormente no SARA v2, porém, neste caso, com o objetivo de caracterizar o combustível utilizado.

Foram conduzidos doze ensaios distintos, empregando as seguintes formulações: quatro ensaios com parafina pura (PR100), quatro com parafina com 5% de polietileno (PR95PE05) e quatro com parafina com 10% de polietileno (PR90PE10). A seguir, serão apresentados os resultados obtidos, juntamente com as respectivas análises.

Os gráficos apresentados nas Figuras 38 e 39 ilustram, respectivamente, a variação da pressão e da temperatura nos testes realizados. Destaca-se que a codificação adotada nos gráficos utiliza a cor preta para os ensaios com PR100, vermelha para PR95PE05 e azul para PR90PE10. Quanto ao estilo das linhas, os testes 1, 2, 3 e 4 são representados, respectivamente, por linha contínua, tracejada, traço-ponto e traço-ponto-ponto.

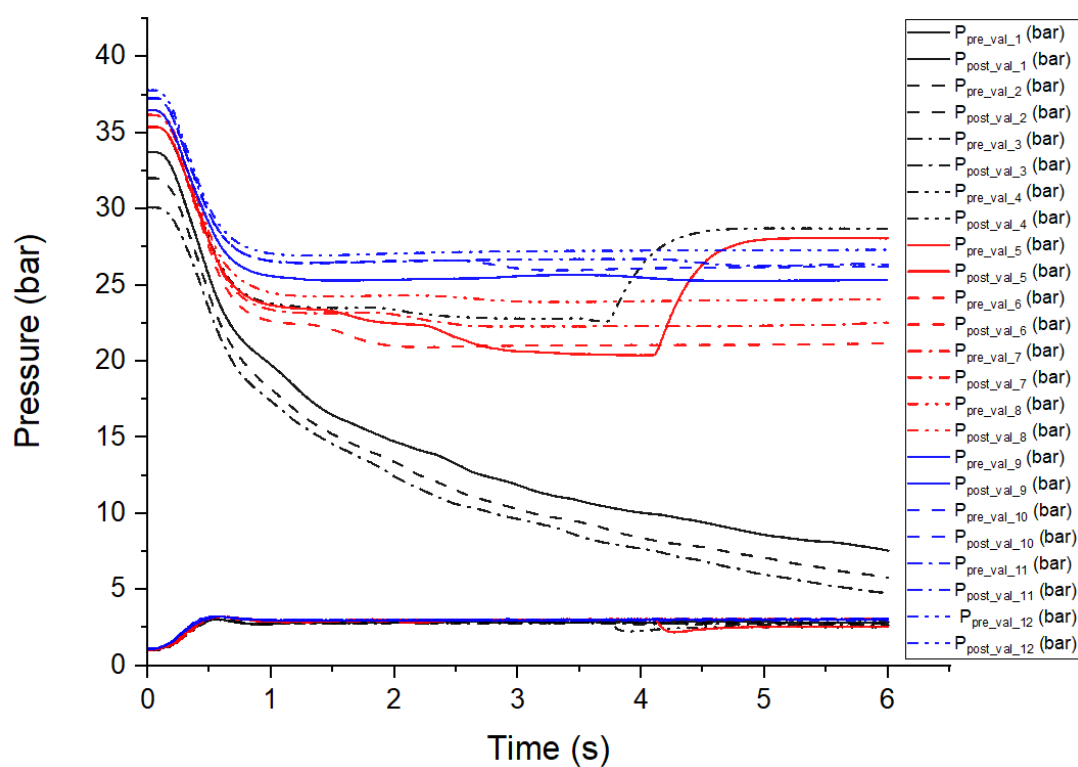


Figura 38 – Gráfico pressão Slab Burner.

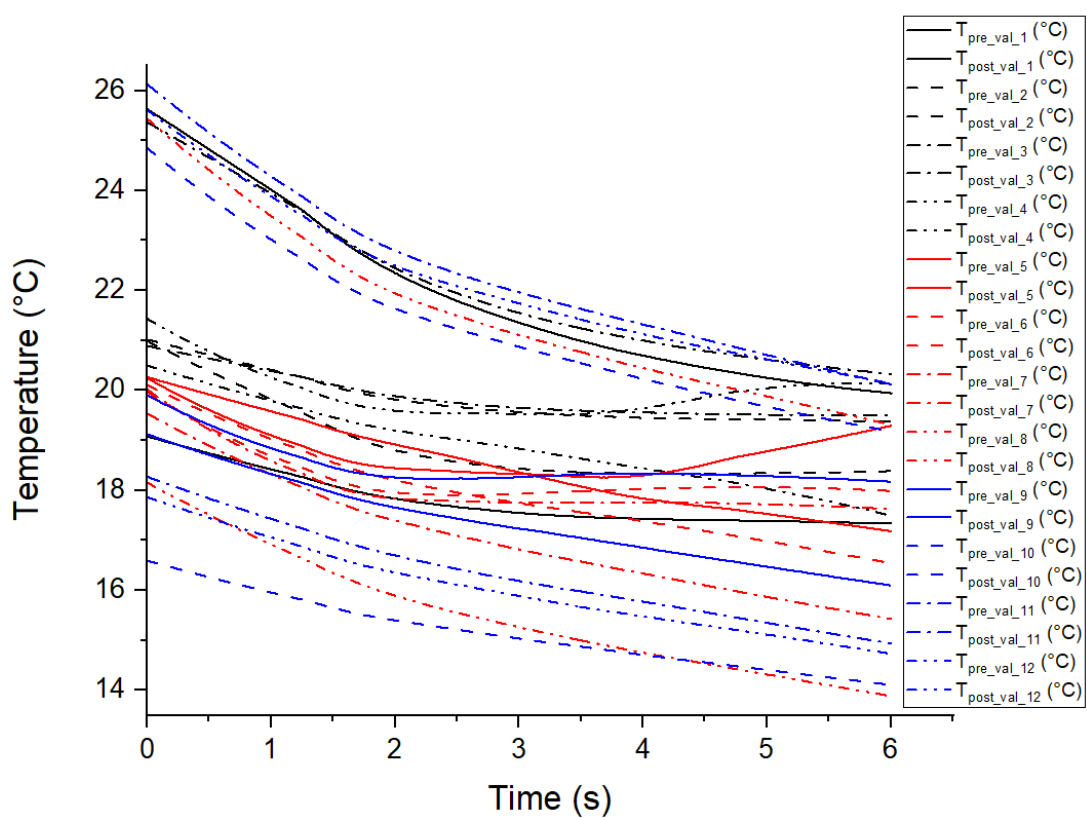


Figura 39 – Gráfico temperatura Slab Burner.

Nos gráficos apresentados, é possível identificar alguns pontos importantes. Um deles é o aumento de pressão observado no teste com o combustível PR95PE05 após o quarto segundo, causado pela abertura e fechamento da válvula de controle durante o ensaio. Essa variação resultou em um aumento de aproximadamente 5 bar, evidenciando uma característica relevante do sistema: a existência de um mecanismo eficaz para controle da vazão nos testes. É possível perceber na Figura 38 que as pressões de saída são constantes em 3 bar, isso se deve à condição de saída definida no teste, provando que o sistema funcionou corretamente.

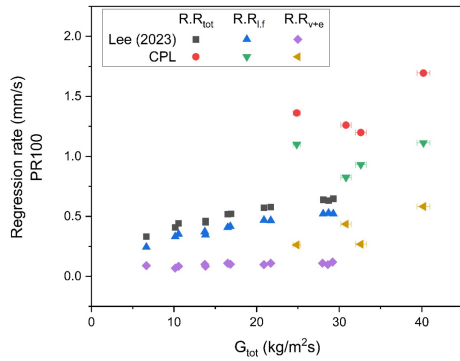
Outra análise significativa diz respeito ao comportamento da temperatura, que tende a diminuir com o aumento da velocidade do escoamento. Isso se deve ao fato de que, quanto maior o número de Mach, menor é a temperatura estática do fluido. Além disso, um fluxo muito rápido dificulta a troca de calor com as superfícies do sistema, limitando a elevação da temperatura medida.

A Tabela 11 apresenta os dados da vazão volumétrica de oxidante encontrada nos testes realizados no Slab Burner.

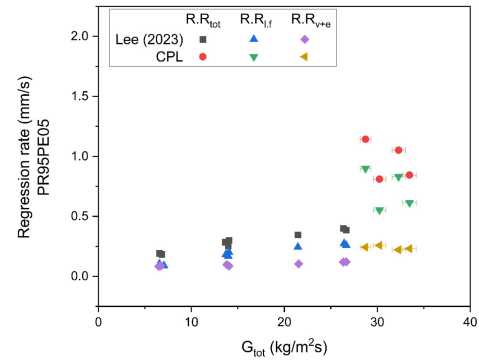
Tabela 11 – Vazão volumétrica para diferentes tipos de combustível.

Tipo de combustível	Vazão Volumétrica (L/s)
PR100	1,1714
PR100	1,4833
PR100	1,5333
PR100	0,6400
PR95PE05	0,7200
PR95PE05	0,8909
PR95PE05	0,8200
PR95PE05	0,8800
PR90PE10	0,7091
PR90PE10	0,7400
PR90PE10	0,7273
PR90PE10	0,8000

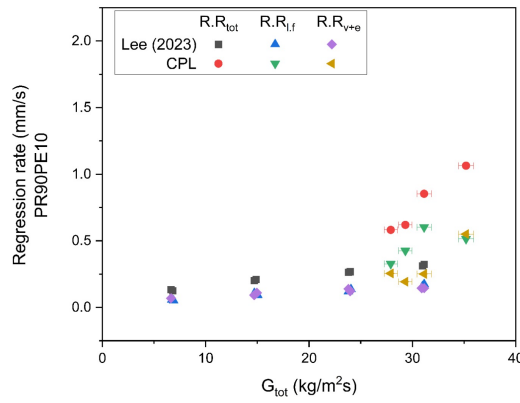
A Figura 40 apresenta os resultados da análise da taxa de regressão comparativa entre os encontrados no CPL e os realizados nos testes na KAU (CHIAVERINI; KUO, 2007). As diferenças nos resultados podem estar associadas à variação nos tamanhos das amostras dos ensaios e a um tamanho maior entre o grão e a saída da chama.



(a) PR100



(b) PR95PE5



(c) PR90PE10

Figura 40 – Taxas de regressão comparativas - CPL e KAU

Os resultados obtidos nos testes realizados no Slab Burner, conduzidos em parceria entre o CPL e a Korean Aerospace University (KAU), representam uma análise preliminar, porém satisfatória. Uma discussão mais aprofundada sobre esses dados pode ser encontrada nos trabalhos de (LUCENA, 2025) e em (CHIAVERINI; KUO, 2007).

4.2.1 Incertezas associadas à medição

Como mencionado nos capítulos anteriores, a análise de incertezas é fundamental para avaliar a qualidade dos resultados obtidos. Considerando a significativa reformulação da fiação e a nova disposição dos sensores, motivadas pela mudança de local do laboratório, espera-se que as incertezas associadas sejam consideravelmente menores do que as apresentadas anteriormente neste trabalho. A seguir, são apresentadas as incertezas observadas nas medições realizadas no Slab Burner:

Sensor	Incerteza
T_Heater	0,027157
T_Tank	0,027157
T_{pre_val}	0,380317
T_{post_val}	0,273125
T_IGN	0,023280

(a) Sensores de temperatura

Sensor	Incerteza
P_IGN_O2	0,000101
P_Tank	0,000077
P_{pre_val}	1,371721
P_{post_val}	0,136561
P_IGN_CH4	0,000025
P_Heater	0,000023

(b) Sensores de pressão

Tabela 12 – Incertezas associadas aos sensores utilizados no Slab Burner.

É possível verificar que as incertezas associadas aos sensores utilizados são significativamente reduzidas. Vale ressaltar que, como foram usados os mesmos tipos de sensores com o SARA v3, mantêm-se os mesmos erros especificados pelos próprios fabricantes dos sensores, apresentados anteriormente. Essa combinação de análise experimental e referência aos dados de calibração assegura maior confiabilidade aos resultados, reforçando a qualidade e a robustez das medições apresentadas.

A avaliação do sistema, tanto em condição de repouso quanto durante a operação com controle ativo, indicou que o desvio padrão dos erros e ruídos dos sensores permaneceu dentro de um limite aceitável de menos de 5%. Assim, os dados adquiridos podem ser considerados confiáveis.

5 Conclusão

Este trabalho evidencia a importância de um planejamento criterioso na realização de testes em projetos de motores, independentemente de sua natureza. Sua relevância ultrapassa os limites deste estudo, estendendo-se às futuras gerações do curso de Engenharia Aeroespacial da Universidade de Brasília, especialmente aos estudantes com interesse em propulsão que venham a integrar o CPL. Assim, este documento cumpre uma dupla função: serve como registro técnico do funcionamento do laboratório e como guia prático para o planejamento e desenvolvimento de projetos futuros.

Um dos principais méritos deste estudo está na apresentação de uma metodologia aplicável não apenas aos testes dos motores SARA v2, SARA v3, mas também aos ensaios com o Slab Burner e a futuros motores desenvolvidos no laboratório. Essa abordagem contribui de forma significativa para o entendimento dos procedimentos atualmente adotados, ao mesmo tempo em que estabelece uma base sólida para a padronização e continuidade das práticas experimentais.

Além disso, o trabalho proporcionou uma visão abrangente dos requisitos envolvidos na realização de um teste de propulsão, abordando desde os parâmetros de segurança e diretrizes para o manuseio de materiais até as etapas fundamentais para garantir o sucesso do projeto. Vale ressaltar que os valores esperados foram alcançados nos testes com os motores SARA, tanto nas configurações de 15 bar quanto de 30 bar, nas condições de alta e baixa pressão. As temperaturas registradas, entre 250°C e 500°C, também confirmam a eficácia do planejamento adotado.

Apesar dos desafios enfrentados, como a mudança de local do laboratório e os atrasos imprevistos no processamento do motor, os resultados obtidos mostraram-se amplamente satisfatórios. Os testes puderam ser validados e comparados com os valores de referência, permitindo a análise detalhada das incertezas associadas aos sensores e a identificação de possíveis melhorias nos sistemas utilizados. Observou-se que as incertezas associadas permaneceram abaixo de 5%, o que reforça a confiabilidade dos dados obtidos.

Espera-se, portanto, que este trabalho ofereça uma compreensão sólida e abrangente de todo o processo envolvido na realização de testes com motores de foguete, desde as etapas iniciais de concepção e planejamento até a aquisição e o tratamento final dos dados.

Como é característico de atividades experimentais, sempre haverá oportunidades de aperfeiçoamento. Nesse sentido, ainda persistem desafios e ajustes a serem incorporados à metodologia e ao roteiro dos ensaios realizados no CPL, como a definição ideal da disposição dos sensores, o aprimoramento de sistemas específicos e a ampliação das

análises de segurança. Ainda assim, este trabalho não apenas consolida os avanços já alcançados, mas também fornece subsídios relevantes para que estudantes e profissionais deem continuidade, com maior eficácia, às pesquisas e experimentações desenvolvidas no laboratório.

Referências

- ASSOCIAÇÃO BRASILEIRA DE NORMAS TÉCNICAS. *NBR 14724: Informação e documentação — referências*. Rio de Janeiro, 2000. Citado 2 vezes nas páginas 20 e 21.
- ASSOCIAÇÃO BRASILEIRA DE NORMAS TÉCNICAS. *NBR 14724: Informação e documentação — trabalhos acadêmicos — apresentação*. Rio de Janeiro, 2011. 15 p. Citado 2 vezes nas páginas 20 e 21.
- CARDILLO, D. et al. Testing 1kn paraffin-based hybrid rocket engine. *EUCASS, 8TH EUROPEAN CONFERENCE FOR AERONAUTICS AND SPACE SCIENCES (EUCASS)*, 2019. Citado 3 vezes nas páginas 11, 20 e 26.
- CHIAVERINI, M.; KUO, K. *Fundamentals of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion*. [S.l.]: AIAA, 2007. Citado 4 vezes nas páginas 18, 63, 65 e 66.
- CURTIS, H. *Orbital Mechanics for Engineering Students*. 4th. ed. USA: Butterworth-Heinemann is an imprint of Elsevier, 2021. Citado 2 vezes nas páginas 17 e 20.
- DANFOSS. *Danfoss*. 2023. [https://store.danfoss.com/br/pt_BR/Sensing – Solutions/Transmissores – de – pressão/Transmissores – de – pressão/Transmissor – de – pressão](https://store.danfoss.com/br/pt_BR/Sensing%20Solutions/Transmissores-de-press%C3%A3o/Transmissores-de-press%C3%A3o/Transmissor-de-press%C3%A3o) Accessed : 2024 – 11 – 08. Citado 3 vezes nas páginas 11, 20 e 30.
- DEZFULI, H. et al. Nasa system safety handbook. *NASA/SP-2014-612*, 2014. Citado 2 vezes nas páginas 20 e 21.
- DEZFULI, H. et al. Nasa system safety handbook. *NASA Safety Handbook, NASA/SP-2014-612*, 2014. Citado 3 vezes nas páginas 20, 21 e 55.
- GELAIN, R.; HENDRICK, P. Conceptual design of a n₂o/paraffin hybrid sounding rocket. *IAC, 73rd International Astronautical Congress (IAC)*, Paris, France,, 2022. Citado 3 vezes nas páginas 11, 20 e 26.
- INSTITUTO BRASILEIRO DE MEIO AMBIENTE E DOS RECURSOS - MINISTÉRIO DA INFRAESTRUTURA. *PROGRAMA DE GERENCIAMENTO DE RESÍDUOS SÓLIDOS E EFLUENTES LÍQUIDOS*. [S.l.], 2021. Citado 3 vezes nas páginas 20, 21 e 55.
- JEFFREY, S.; MARLEY, G. *GENERAL CHEMISTRY FOR ENGINEERS*. [S.l.]: Elsevier, 2018. Citado 2 vezes nas páginas 19 e 25.
- KUMAR, V. et al. A two-phase mass flow rate model for nitrous oxide based on void fraction. *Reference Module in Materials Science and Materials Engineering*, 2016. Citado 4 vezes nas páginas 9, 19, 24 e 25.
- LEE, J. et al. Flow model of liquid film of paraffin-based fuels in hybrid rocket motors. *KSPE*, 2024. Citado na página 25.

- LEE, J. et al. Development and testing of a thrust vector control system for a hybrid rocket engine. *IAC*, 75th International Astronautical Congress (IAC), Milan, Italy, 14-18 October 2024., 2024. Citado 3 vezes nas páginas 10, 57 e 58.
- LIMA, W. Transdutores de deformação a base de sensores piezoelétricos. *Universidade Fluminense*, Universidade Fluminense, Niterói, RJ, 2013. Citado 2 vezes nas páginas 20 e 30.
- LUCENA, N. A. M. Experimental study of blending fuel combustion characteristics in a hybrid slab burner engine. 2025. Citado 2 vezes nas páginas 18 e 66.
- LUNA, S. L. et al. A two-phase mass flow rate model for nitrous oxide based on void fraction. *Aerospace*, Aerospace, 2022. Citado 3 vezes nas páginas 20, 21 e 22.
- M, M. de A.; L, E. M. *Metodologia Científica*. [S.l.]: Atlas, 2000. Citado 2 vezes nas páginas 20 e 45.
- MANI, C.; GHALI, M.; JEAN-PHILYPPE, J. Common challenges of developing and operating a student-led hybrid rocket engine testing facility. *IAC*, 73th International Astronautical Congress (IAC), Paris, France, 18-22 September 2022, 2022. Citado 2 vezes nas páginas 19 e 27.
- MANNING, C. Technology readiness levels. <https://www.nasa.gov/directorates/somd/space-communications-navigation-program/technology-readiness-levels/>, 2023. Citado 2 vezes nas páginas 20 e 43.
- MARTINS, P.; SHYNKARENKO, O. Flow analysis inside the combustion chamber and the nozzle of a hybrid rocket motor. *COBEM*, COBEM-2017-0990, 2017. Citado na página 19.
- MIKHAIL, E. M. *Observations and Least Squares*. [S.l.]: IEP, 1976. ISBN 0-7002-2481-5. Citado 2 vezes nas páginas 20 e 34.
- NASA. *Agency Risk Management Procedural Requirements*. 2008. Citado 3 vezes nas páginas 20, 21 e 54.
- NATIONAL. *National Instruments*. 2024. <https://www.ni.com/en/shop/labview.html?srsId=AfmBOorrxezQgdA-B419SfkYCQtT8mIIMI00xbBgUjadyI24wNhc2Bv>. Accessed : 2024 – 11 – 12. Citado 2 vezes nas páginas 20 e 37.
- NI. *National Instruments*. 2024. <https://www.ni.com/en.html>. Accessed: 2024-11-08. Citado 5 vezes nas páginas 9, 11, 20, 32 e 33.
- OMEGA. *Omega*. 2023. <https://br.omega.com/pptst/KMQXL_NMQXL.html>. Accessed: 2024-10-31. Citado 5 vezes nas páginas 9, 11, 20, 29 e 31.
- OMEGA. *Omega*. 2023. <https://br.omega.com/pptst/LCCD.html>. Accessed: 2024-11-08. Citado 3 vezes nas páginas 9, 20 e 31.
- OZTAN, C.; COVERSTONE, V. Utilization of additive manufacturing in hybrid rocket technology: A review. *Acta Astronautica*, 2021. Citado 2 vezes nas páginas 16 e 19.

- POLLOCK, D. D. *Measurement Computing*. [S.l.]: Data Acquisition Handbook 3rd edition, ed. USA: Measurement Computing, 2012. Citado 2 vezes nas páginas 20 e 31.
- POLLOCK, D. D. *Thermocouples: Theory and Properties*. [S.l.]: CRC Press;Routledge, 2018. Citado 2 vezes nas páginas 20 e 28.
- PONOMARENKO, A. Rpa – tool for rocket propulsion analysis. *Conference "Space Propulsion - 2014". Cologne, Germany 2014*, 2014. Accessed: 2024-11-12. Citado 2 vezes nas páginas 20 e 37.
- REED, O. *Johns Hopkins University*. 2023. <https://astrojays.github.io>. Accessed: 2024-11-12. Citado 3 vezes nas páginas 9, 19 e 38.
- SHYNKARENKO, O. et al. Concept and design of the hybrid test-motor for development of a propulsive decelerator of sara reentry capsule. *IAC, C51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, 2015. Citado 2 vezes nas páginas 19 e 21.
- SHYNKARENKO, O. et al. Conceptual design of a 1 kn hybrid rocket engine manufactured with additive technology. *IAC, 75th International Astronautical Congress (IAC)*, Milan, Italy, 14-18 October 2024, 2024. Citado 7 vezes nas páginas 9, 11, 17, 19, 26, 42 e 43.
- SHYNKARENKO, O.; GONTIJO, M. Development of a thrust control system for rocket engines. *IAC, 71st International Astronautical Congress (IAC) – The CyberSpace Edition*, 12-14 October 2020., 2020. Citado 3 vezes nas páginas 9, 39 e 40.
- SHYNKARENKO, O. et al. Conceptual design of the thrust vector control system for a hybrid rocket engine. *IAC, 71st International Astronautical Congress (IAC) – The CyberSpace Edition*, 12-14 October 2020., 2023. Citado 4 vezes nas páginas 9, 39, 40 e 41.
- SHYNKARENKO, O. et al. Numerical study of an additively manufactured hybrid rocket engine of 1 kn: A cfd approach. *IAC, 75th International Astronautical Congress (IAC)*, Milan, Italy, 2024. Citado 5 vezes nas páginas 11, 20, 37, 42 e 43.
- SUTTON, G. P.; BIBLARZ, O. *Rocket propulsion elements*. John Wiley & Sons, 2016. Citado 7 vezes nas páginas 9, 20, 21, 22, 27, 28 e 37.
- TAYLOR, J. R. *Introdução à análise de erros*. [S.l.]: Bookman, 2012. Citado 2 vezes nas páginas 20 e 34.
- WEI, S. et al. Experimental investigation of the effect of nozzle throat diameter on the performance of a hybrid rocket motor with swirling injection of high-concentration hydrogen peroxide. *Acta Astronautica*, Acta Astronautica, 2019. Citado 3 vezes nas páginas 11, 20 e 26.

Anexos

ANEXO A – Análise de Frequências

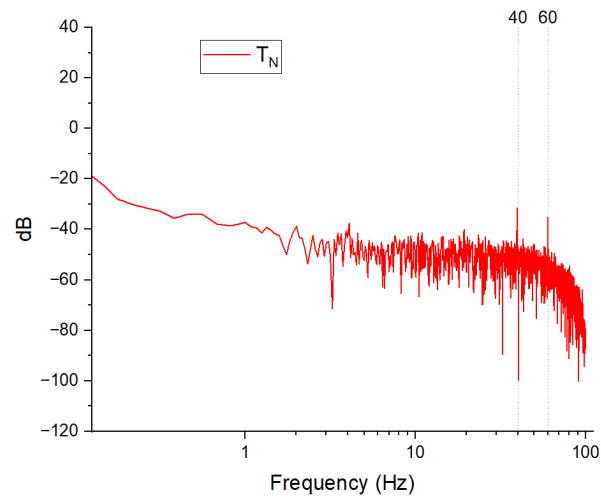


Figura 41 – Frequência - T_N

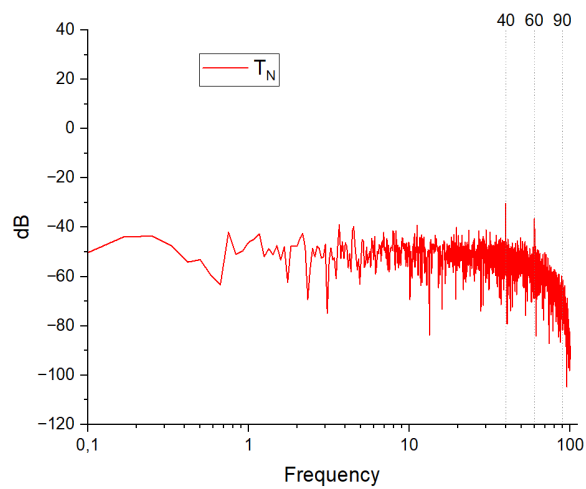
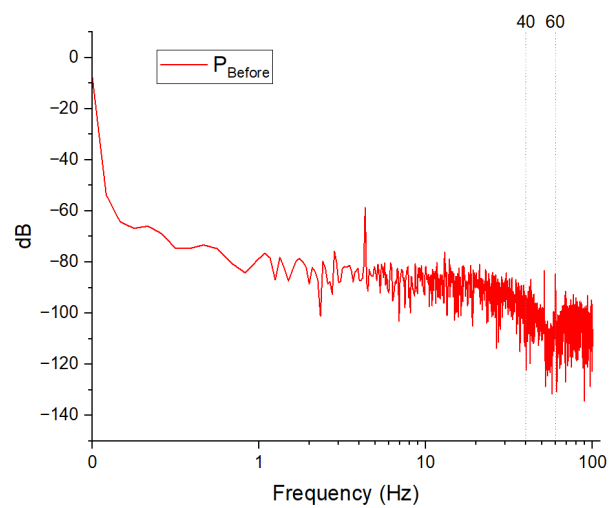
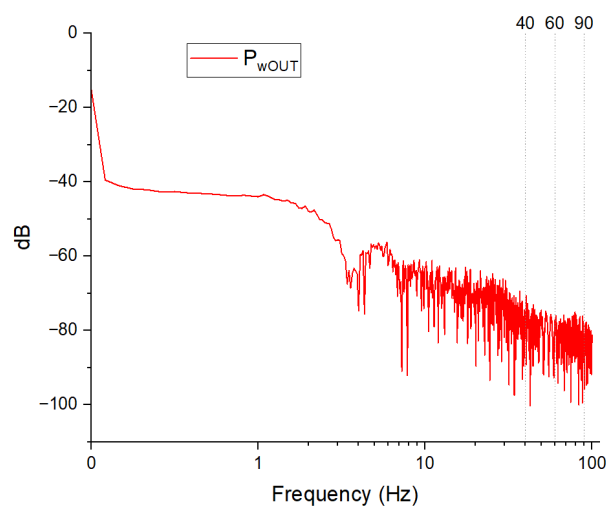
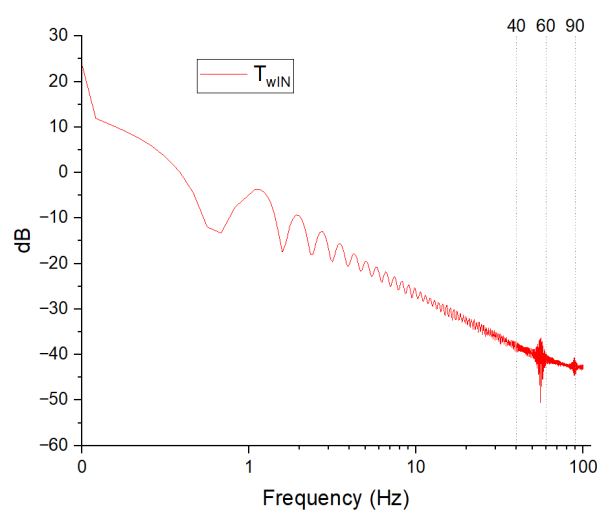


Figura 42 – Frequência - T_N - Teste 2

Figura 43 – Frequência - P_{preval} Figura 44 – Frequência - P_{wout} Figura 45 – Frequência - P_{win}

ANEXO B – Roteiro ensaios

Montagem Sistema de Alimentação		
Etapas	Descrição da Atividade	Subconjunto ou Componente Utilizado
1	Fixar tubulação, tanques e válvulas	Tanques, tubos e válvulas
2	Regular e avaliar funcionamento das válvulas	LabView e Válvulas
3	Verificar a existência de vazamentos	Tubulação
4	Verificar pressão e peso dos tanques	Tanques
5	Corrigir qualquer erro encontrado	Geral
Montagem Sistema de Aquisição		
Etapas	Descrição da Atividade	Subconjunto ou Componente Utilizado
1	Conectar sensores	Termopares, Células de carga e sensores de pressão
2	Avaliar funcionamento dos sensores	LabView e Sensores
3	Inserir condições de entrada	LabView
4	Avaliar ruídos nos sensores	Termopares, Células de carga e sensores de pressão
5	Avaliar resposta dos sensores no LabView	LabView e Sensores
Teste Frio		
Etapas	Descrição da Atividade	Subconjunto ou Componente Utilizado
1	Avaliar condições climáticas	
2	Regular a pressão de trabalho	LabView
3	Testar vazão com baixa pressão	LabView, tubulação, válvulas
4	Verificar possíveis problemas	Sistema
5	Regular a pressão de trabalho	LabView
6	Testar vazão com alta pressão	LabView, tubulação, válvulas
7	Processar e avaliar resultados	Sensores, LabView
Teste Quente		
Etapas	Descrição da Atividade	Subconjunto ou Componente Utilizado
1	Avaliar condições climáticas	
2	Confecção do grao de combustível	
3	Regular a pressão de trabalho	LabView
4	Montagem do sistema completo	LabView, tubulação, válvulas, sensores
5	Verificar possíveis problemas	Sistema
6	Processar e avaliar resultados	Sensores, LabView

Figura 46 – Roteiro ensaios CPL