



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

Projeto de uma Bancada de Testes para Motor de Foguete Híbrido de Baixo Empuxo

Autor: Bruno José Almeida Rodrigues Gil
Orientador: Prof. Dr. Artur Elias de Moraes Bertoldi

Brasília, DF
2025



Bruno José Almeida Rodrigues Gil

Projeto de uma Bancada de Testes para Motor de Foguete Híbrido de Baixo Empuxo

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: Prof. Dr. Artur Elias de Moraes Bertoldi

Brasília, DF

2025

Bruno José Almeida Rodrigues Gil

Projeto de uma Bancada de Testes para Motor de Foguete Híbrido de Baixo Empuxo/ Bruno José Almeida Rodrigues Gil. – Brasília, DF, 2025-
111 p. : il. (algumas color.) ; 30 cm.

Orientador: Prof. Dr. Artur Elias de Moraes Bertoldi

Trabalho de Conclusão de Curso – Universidade de Brasília – UnB
Faculdade de Ciências e Tecnologias em Engenharia – FCTE , 2025.

1. Bancada de testes. 2. Propulsão híbrida. I. Prof. Dr. Artur Elias de Moraes Bertoldi. II. Universidade de Brasília. III. Faculdade de Ciências e Tecnologias em Engenharia – campus UnB Gama. IV. Projeto de uma Bancada de Testes para Motor de Foguete Híbrido de Baixo Empuxo

CDU

Bruno José Almeida Rodrigues Gil

Projeto de uma Bancada de Testes para Motor de Foguete Híbrido de Baixo Empuxo

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.

Trabalho aprovado. Brasília, DF, 24 de fevereiro de 2025:

**Prof. Dr. Artur Elias de Moraes
Bertoldi**
Orientador

Prof. Dr. Olexiy Shynkarenko
Convidado 1

Prof. Dr. Lui Txai Calvoso Habl
Convidado 2

Brasília, DF
2025

Dedicado a
João António Almeida
(01/05/1929 - 03/05/2023)

Agradecimentos

Antes de tudo, agradeço a toda a minha família, base e abrigo em cada etapa da minha jornada. Em especial, aos meus pais, Nelson e Aldevina, por todos os sacrifícios feitos por mim, pela fé inabalável em meu potencial e por nunca soltarem minha mão, mesmo nos dias mais difíceis. E também aos meus irmãos: à Lindsay, cuja trajetória e exemplo me mostraram que eu também era capaz e que continuam a me motivar a crescer e a ser melhor a cada dia; e ao Thiago, pelo companheirismo de sempre e para que saiba que, assim como encontrei meu caminho, ele também pode seguir o seu e alcançar tudo o que o coração desejar.

Agradeço, ainda, à minha companheira Yara, que, ao meu lado, foi lar e presença constante, tornando cada momento dessa jornada mais leve e especial.

Minha gratidão se estende também a todos os amigos que fizeram parte desta etapa, em especial a Jacileno, Tati, Vander, Mota, Manu e Cláudio, que me acolheram como um irmão no Brasil e enriqueceram essa caminhada com lições inesquecíveis e uma amizade que levarei para sempre.

Sou eternamente grato à professora Ulisdete, que foi além do papel de parceira em pesquisas e se tornou um porto seguro em terra distante. Seu acolhimento caloroso, generosidade e atenção transformaram essa etapa em um capítulo repleto de boas lembranças. Da mesma forma, agradeço à tia Goretti, por sua companhia e carinho, que trouxeram conforto nos dias distantes e tornaram a saudade de casa menos intensa.

Agradeço, com profundo reconhecimento, à Universidade de Brasília, assim como aos professores, colegas e servidores que fizeram parte deste percurso acadêmico. Expresso um agradecimento especial ao Rogério, do PEC-G, cujo apoio e comprometimento foram essenciais para a conclusão deste ciclo.

Por fim, registro minha gratidão ao meu professor e orientador, Artur Bertoldi, pelos conhecimentos compartilhados e pela oportunidade de explorar a área de propulsão híbrida durante minha trajetória acadêmica.

Resumo

Este estudo tem como objetivo desenvolver uma bancada de testes para motores de foguetes híbridos de baixo empuxo, proporcionando um ambiente prático e controlado para experimentação e validação. A pesquisa abrange a concepção, a modelagem e a análise estrutural da bancada, bem como o projeto preliminar de um motor híbrido que utiliza parafina como combustível sólido e oxigênio gasoso (GOX) como oxidante. A metodologia adotada envolve a modelagem CAD detalhada da bancada, simulações numéricas para análise da resistência estrutural e distribuição de tensões, além da definição de critérios para a montagem e os testes do motor. O projeto vai além da validação do design do motor e da bancada, mas também busca identificar falhas estruturais e de desempenho, além de servir como uma ferramenta educacional no curso de Engenharia Aeroespacial, incentivando a pesquisa e a inovação na área de propulsão híbrida. Os resultados iniciais demonstram que, embora o projeto ainda esteja em fase conceitual, a metodologia aplicada permitiu identificar ajustes essenciais para aprimoramento estrutural e funcional. Essas melhorias serão exploradas em etapas futuras, com foco na implementação experimental da bancada e na otimização do motor para aplicações acadêmicas e tecnológicas.

Palavras-chave: Bancada de testes, Propulsão híbrida, Parafina, Oxigênio gasoso.

Abstract

This study aims to develop a test bench for low-thrust hybrid rocket engines, providing a controlled environment for experimentation and validation. The research encompasses the design, modeling, and structural analysis of the test bench, along with the conceptual design of a hybrid rocket engine utilizing paraffin as a solid fuel and gaseous oxygen (GOX) as an oxidizer. The methodology involves detailed CAD modeling of the test bench, numerical simulations to evaluate structural integrity and stress distribution, and the establishment of criteria for engine assembly and testing. Beyond merely validating the engine and test bench design, this project seeks to identify structural and performance limitations while serving as an educational tool for the Aerospace Engineering program, fostering research and innovation in hybrid propulsion. Initial findings indicate that, despite being in the conceptual phase, the applied methodology has facilitated the identification of critical adjustments to enhance structural and functional aspects. Future phases will focus on the experimental implementation of the test bench and engine optimization for both academic and technological applications.

Key-words: Test bench, Hybrid propulsion, Paraffin, Gaseous oxygen.

Lista de ilustrações

Figura 1 – Número anual de objetos lançados para o espaço de 2013 à 2023	23
Figura 2 – SpaceShip One (2004)	27
Figura 3 – Subsistemas do banco de testes do foguete híbrido.	29
Figura 4 – Banco de teste de foguetes nº 2, desenvolvido pela <i>American Rocket Society</i> em 1938, com medição analógica de empuxo por relógios e medidores.	30
Figura 5 – Teste do motor de foguete M15-G1 da Reaction Motors, Inc. no Banco de Testes nº 2 da <i>American Rocket Society</i> , em junho de 1942.	31
Figura 6 – Teste do motor RS-25 do SLS no Banco de Testes A1 do Centro Espacial Stennis, em 9 de agosto de 2017.	32
Figura 7 – Operadores no Banco de Testes E-2 no Stennis realizam teste do pré-combustor de oxigênio do motor Raptor da SpaceX, destinado a voos para Marte.	33
Figura 8 – Motor de foguete de propelente sólido	35
Figura 9 – Motor de foguete de propelente líquido	35
Figura 10 – Motor de foguete de propelente híbrido	36
Figura 11 – Esquema de componentes de um sistema de propulsão híbrida	38
Figura 12 – Volume de Controle de um Motor de foguete	40
Figura 13 – Tipos de expansão em bocais	40
Figura 14 – Configuração de grão de combustível a) porta única e b) multiportas.	45
Figura 15 – Esquemático do processo de queima de parafina	45
Figura 16 – Modelo simplificado do processo de combustão híbrida controlada	46
Figura 17 – Isp vs. O/F	51
Figura 18 – Banco de Teste Estático Horizontal do propulsor HP-3/SD2	53
Figura 19 – A imagem indica que as regiões superiores da superfície interna do grão estrela estão queimando mais rápido do que a superfície inferior nesta configuração	54
Figura 20 – Banco de Teste Estático Vertical do motor do motor HP-2	55
Figura 21 – Resultados obtidos a partir das diferentes orientações no teste realizado por (RODRÍGUEZ, 2019)	56
Figura 22 – Método de fixação por suportes (Bancada MOUETTE)	57
Figura 23 – Método de fixação de placas flexíveis	58
Figura 24 – Método de fixação por placa montada (motor HYDRA 4X)	58
Figura 25 – Método de fixação por lâminas flexíveis com suporte pivotante	59
Figura 26 – Método de fixação modular com trilhos lineares e suporte hexagonal	60
Figura 27 – Método de fixação por braçadeiras de suporte	60

Figura 28 – Esquemático do sistema de alimentação do motor	62
Figura 29 – Sistema computacional para controle e monitoramento em tempo real dos ensaios do CPL - UnB	66
Figura 30 – Célula de carga tipo S BTSI de 50 kg	69
Figura 31 – Sensor termopar modelo Omega KMQXL-062-18	70
Figura 32 – Transmissor de pressão MBS 1750	71
Figura 33 – ADS 2002IP-B-5 da Lynx Technology	72
Figura 34 – Suporte para módulos NI 9901	73
Figura 35 – Vista com corte do motor	77
Figura 36 – Vista com corte da placa injetora	78
Figura 37 – Vista com corte da a tubeira e do seu suporte	78
Figura 38 – Vista explodida do motor	79
Figura 39 – Vista Isométrica do motor e a estrutura para medição do empuxo	79
Figura 40 – Vista Isométrica dos trilhos lineares	80
Figura 41 – Mesa da bancada de testes: Modelo CAD e Protótipo Real	80
Figura 42 – Vista Isométrica da bancada de testes completa	81
Figura 43 – Vistas laterais e frontais da bancada de testes	82
Figura 44 – Condições de contorno na estrutura para o caso 1	85
Figura 45 – Condições de contorno na estrutura do caso 2	85
Figura 46 – Conexão nas condições de contorno na estrutura para o caso 2	86
Figura 47 – Condições de contorno na parte fronta e posterior da estrutura para o caso 3	86
Figura 48 – Deformação Equivalente Total da estrutura para o caso 1	87
Figura 49 – Tensão Total da estrutura para o caso 1	88
Figura 50 – Deformação Unitária Equivalente Total da estrutura para o caso 1	88
Figura 51 – Deformação Total da estrutura para o Caso 2	89
Figura 52 – Tensão Equivalente Total da estrutura para o Caso 2	90
Figura 53 – Deformação Unitária Equivalente Total estrutura para o Caso 2	90
Figura 54 – Deformação Total da estrutura para o Caso 3	91
Figura 55 – Tensão Equivalente da estrutura para o Caso 3	91
Figura 56 – Deformação Unitária Equivalente Total da estrutura para o Caso 3 . . .	92

Lista de tabelas

Tabela 1 – Principais lançadores em atividade	22
Tabela 2 – Valores típicos de I_{sp} para vários tipos de motores de foguete	42
Tabela 3 – Propriedades físicas dos oxidantes empregados no estudo dos propelentes.	49
Tabela 4 – Propriedades físico-químicas da parafina $C_{20}H_{42}$	50
Tabela 5 – Componentes do Sistema de Alimentação	63
Tabela 6 – Descrição dos módulos e suas funções.	74
Tabela 7 – Propriedades do Aço Carbono 1020	84
Tabela 8 – Propriedades do Aço Inoxidável AISI 316	84
Tabela 9 – Resultados da Análise Estrutural	92

Lista de abreviaturas e siglas

CPL	Laboratório de Propulsão Química (Chemical Propulsion Laboratory)
CAD	Projeto e Desenho Assistidos por Computador (Computer-Aided Design and Drafting)
ESA	Agência Espacial Europeia (European Space Agency)
FCTE	Faculdade de Ciências e Tecnologias em Engenharia
GOX	Oxigênio Gasoso (Gaseous Oxygen)
GTO	Órbita de Transferência Geoestacionária (Geostationary Transfer Orbit)
HTPB	Polibutadieno Hidroxilado (Hydroxyl-terminated Polybutadiene)
I_{sp}	Impulso Específico
ISS	Estação Espacial Internacional (International Space Station)
LEO	Órbita Baixa da Terra (Low Earth Orbit)
LOX	Oxigênio Líquido (Liquid Oxygen)
MEF	Método dos Elementos Finitos
NASA	Administração Nacional da Aeronáutica e Espaço (National Aeronautics and Space Administration)
N_2O	Óxido Nitroso
O/F	Razão Oxidante/Combustível
PRS	Sociedade de Foguetes do Pacífico (Pacific Rocket Society)
RP-1	Querosene Refinado
UnB	Universidade de Brasília

Lista de símbolos

A	Área
A_e	Área da saída do bocal
A_t	Área da garganta do bocal
B	Coefficiente de insuflamento (<i>blowing coefficient</i>)
C_f	Coefficiente de empuxo
C_m	Coefficiente de fluxo de massa
C^*	Velocidade característica
ΔH_v	Entalpia de vaporização
$\dot{m}$	Taxa de fluxo de massa
$\dot{m}_f$	Fluxo mássico de combustível
$\dot{m}_p$	Fluxo mássico de propelente
$\dot{Q}_w$	Taxa de transferência de calor
$\dot{r}$	Taxa de regressão do grão de combustível
F	Força de empuxo
G_{ox}	Fluxo mássico de oxidante
g_0	Aceleração devido à gravidade na superfície da Terra
I	Impulso total
I_{sp}	Impulso específico
L	Comprimento
M	Massa molar
m	Massa
n	Expoente de taxa de regressão
O/F	Razão oxidante/combustível

P	Pressão
P_0	Pressão ambiente
P_c	Pressão na câmara de combustão
P_e	Pressão na saída do bocal
R	Constante universal dos gases ideais
T	Temperatura
t_b	Tempo de queima
v	Velocidade
V_e	Velocidade de saída do bocal
V_{eq}	Velocidade efetiva de exaustão
x	Distância axial
ε	Razão de expansão
η_{Isp}	Eficiência do impulso específico
γ	Razão de calores específicos (índice adiabático)
μ	Viscosidade dinâmica
ρ	Densidade

Sumário

1	INTRODUÇÃO	21
1.1	Objetivos	24
1.1.1	Objetivos Gerais	24
1.1.2	Objetivos Específicos	24
1.2	Histórico e Evolução dos Motores de Foguete Híbrido	25
1.3	Vantagens e Desvantagens dos Motores de Foguete Híbrido	26
1.4	Aplicações e Missões	28
1.5	Bancadas de Testes para Motores de Foguetes	29
2	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	34
2.1	Fundamentos de Sistemas Propulsivos Químicos	34
2.1.1	Fundamentos do motor de foguete híbrido	36
2.2	Componentes do Motor	37
2.2.1	Tanque de oxidante	37
2.2.2	Câmara de combustão	37
2.2.3	Tubeira ou Bocal	38
2.2.4	Sistema de Injeção	39
2.3	Equação de Empuxo e os Fundamentos da Propulsão	39
2.3.1	Impulso Total (I) e Impulso Específico (I_{sp})	41
2.3.2	Coeficiente de Fluxo de Massa	42
2.3.3	Coeficiente de Empuxo	42
2.3.4	Velocidade Característica	42
2.3.5	Velocidade de saída	43
2.3.6	Motores Híbridos	44
2.3.7	Balística Interna	45
2.3.8	Combustão de Combustíveis Clássicos	47
2.3.9	Escolha do Propelente	48
2.3.9.1	Oxidante	49
2.3.9.2	Combustível	50
3	METODOLOGIA DE MONTAGEM DA BANCADA DE TESTES	53
3.1	Bancada de teste	53
3.1.1	Estudo de modelos de montagem de bancada de testes	57
3.2	Sistema de Alimentação	61
3.2.1	Fornecimento de Oxidante	61
3.3	Sistema de Ignição	63

3.4	Normas de Segurança e Gestão de Riscos	65
3.4.1	Gestão de Riscos e Normas Aplicáveis	66
3.4.2	Infraestrutura de Bancadas de Teste	67
3.4.3	Procedimentos Operacionais para Testes	67
3.4.4	Automação e Segurança de Software	68
3.5	Instrumentação e Aquisição de Dados	68
3.5.1	Célula de carga	68
3.5.2	Termopares	69
3.5.3	Sensores de Pressão	70
3.5.4	Amplificação do Sinal	71
3.5.5	Sistema de Aquisição de Dados (DAS - <i>Data Acquisition System</i>)	72
4	RESULTADOS E ANÁLISE	75
4.1	Modelagem CAD da Bancada	75
4.1.1	Concepção Inicial do Motor	75
4.1.2	Seleção de Materiais	81
4.2	Análise Estrutural da Bancada	83
4.2.1	Definição das Condições de Contorno e Cargas Aplicadas	85
4.2.2	Resultados e Interpretação	86
5	CONSIDERAÇÕES FINAIS	94
5.1	Considerações Finais	94
5.2	Trabalhos futuros	94
5.2.1	Fabricação e Construção da Bancada	94
5.2.2	Ensaio Experimentais do Motor em Bancada	95
	REFERÊNCIAS	96
	APÊNDICES	99
	APÊNDICE A – DESENHOS TÉCNICOS (DRAFTINGS)	100

1 Introdução

Há muito que a imensidão do cosmos tem despertado a curiosidade e a imaginação do ser humano. Estrelas, planetas e galáxias misteriosas sempre nos instigaram a desvendar os segredos do universo. Esse desejo de explorar o desconhecido levou à criação de diversas tecnologias de navegação e transporte, abrindo uma janela para mundos antes inimagináveis. Hoje, não apenas observamos o espaço — nós o exploramos. Missões já alcançaram a Lua, Marte e sondas viajaram a várias áreas do nosso sistema solar.

Essa busca por conhecimento enfrentou um desafio fundamental: uma vez que ultrapassamos os 25 quilômetros de altitude, os métodos tradicionais de propulsão, como motores a jato que dependem de oxigênio atmosférico, se tornam inúteis, tal como explica (MISHRA, 2017). A atmosfera rarefeita não oferece o oxigênio necessário para queimar o combustível. É nesse ponto que o motor de foguete se destaca.

Os motores de foguete são autossuficientes. Eles contêm internamente tanto o combustível quanto o oxidante para gerar a reação química (combustão) que os impulsiona para frente. Esses motores não dependem do ar ao seu redor; operam pela expansão de gases em alta temperatura e pressão através de um bocal projetado para converter essa energia em empuxo.

Desde o início do século XXI, os foguetes despontaram como protagonistas na transformação do transporte global e na conectividade moderna, (BERTOLDI, 2007). Mesmo que poucos humanos tenham viajado pelo espaço, o número de lançamentos de satélites tem crescido de forma extraordinária, desempenhando um papel essencial na comunicação global. Esses satélites, que sustentam desde comunicações militares até chamadas telefônicas e a própria internet, são vitais para que milhões de dados circulem diariamente ao redor do mundo, garantindo que serviços essenciais operem sem interrupções.

À medida que nossa dependência dessas tecnologias cresce, torna-se cada vez mais importante desenvolver veículos espaciais que sejam mais confiáveis, econômicos e seguros. A inovação no setor aeroespacial vai além do avanço tecnológico; ela é fundamental para manter o ritmo acelerado de conectividade que define o mundo atual, trazendo o espaço para mais perto de cada um de nós, moldando o futuro de uma sociedade sempre conectada.

Os foguetes utilizados para transportar cargas ao espaço, conhecidos como lançadores, são classificados em três categorias — pesados, médios e leves — de acordo com sua capacidade de carga, (BERTOLDI, 2007). Os lançadores pesados transportam cargas iguais ou superiores a quatro toneladas para órbitas de transferência geoestacionária

(GTO - *Geostationary Transfer Orbit*) e são essenciais para colocar satélites de comunicação em órbita, abastecer a Estação Espacial Internacional (*ISS*) e para o lançamento de constelações de satélites em órbitas baixas (LEO – *Low Earth Orbit*). Já os lançadores médios, com capacidades de uma a quatro toneladas para GTO ou até sete toneladas para LEO, são geralmente utilizados para propósitos militares e para lançar constelações de satélites. E os lançadores leves, destinados ao transporte de pequenas cargas para LEO, têm uma demanda comercial limitada, levando os fabricantes de pequenos satélites a compartilhar lançadores maiores. Isso torna os pequenos lançadores uma opção mais atraente, especialmente para missões que exigem o posicionamento preciso de múltiplos satélites em diferentes órbitas.

País	Lançador	Payload LEO (kg)	Payload GTO (kg)	Tipo de Propulsão	Datas de Atividade
China	Long March 5	25,000	14,000	LOX/LH2 (Químico - Líquido)	2016 - 2024
Europa	Ariane 6	10,350	4,500	LOX/LH2 (Químico - Líquido)	2023 - 2024
Japão	H3	15,000	4,000	LOX/LH2 (Químico - Líquido)	2023 - 2024
EUA	Delta IV Heavy	28,790	14,220	LOX/LH2 (Químico - Líquido)	2004 - 2024
Rússia	Soyuz 2.1b	8,250	3,250	RP-1/LOX (Químico - Líquido)	2006 - 2024
EUA	Falcon 9 Block 5	22,800	8,300	RP-1/LOX (Químico - Líquido)	2018 - 2024

Tabela 1 – Principais lançadores em atividade

Fonte: (GUNTER, 2024) - Adaptado.

É possível perceber na figura 1, a importância desses veículos consoante o aumento de missões de veículos espaciais nos últimos 10 anos. Em 2013, o número de lançamentos era baixo, com menos de 500 objetos lançados globalmente. A partir de 2018, há um crescimento acelerado, culminando em mais de 2500 objetos lançados em 2023. Os Estados Unidos são responsáveis por uma parte substancial, crescendo rapidamente, especialmente a partir de 2018, com mais de 2000 objetos em 2023. Este crescimento reflete o crescente interesse e investimento na exploração espacial, tanto comerciais quanto científicos, com a proliferação de novos satélites e missões espaciais por parte de países e empresas privadas.

Para alcançar o espaço e concluir missões, esses lançadores contam com mecanismos de propulsão que produzem empuxo, que proporcionam mudanças de velocidade. Seguindo essa categorização, é possível distinguir entre três principais sistemas de propulsão de foguetes: propulsão química, propulsão elétrica e propulsão nuclear. Atualmente, todos os veículos lançadores espaciais utilizam propulsão química pois essa tecnologia é a única capaz de fornecer o empuxo necessário para vencer rapidamente a gravidade da Terra. A propulsão elétrica não consegue fornecer o mesmo nível de empuxo dos sistemas propulsivos químicos. Embora essas alternativas possam ser extremamente eficientes no uso de combustível para viagens longas no espaço, geram um empuxo muito baixo, inadequado para escapar da gravidade terrestre, (TURNER, 2009).

Todos os sistemas de propulsão química operam com base no mesmo princípio fundamental: a energia química armazenada nos propelentes é transformada em energia térmica na câmara de combustão. Essa energia térmica é então convertida em energia

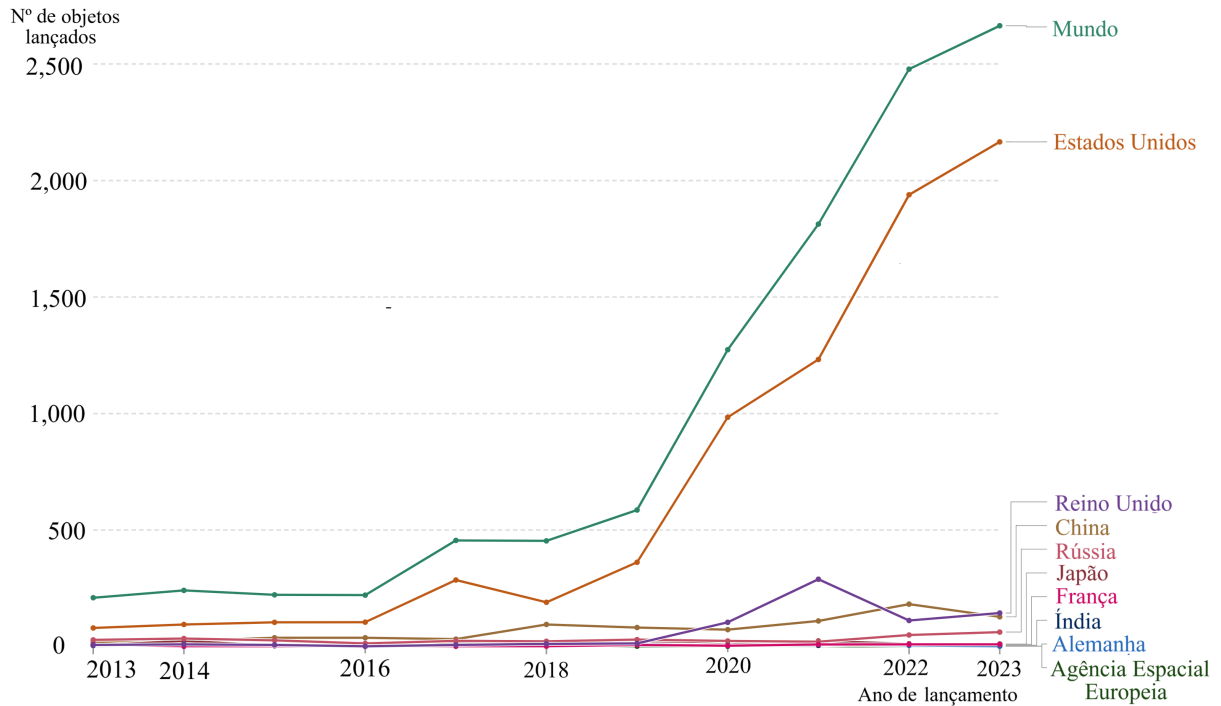


Figura 1 – Número anual de objetos lançados para o espaço de 2013 à 2023

Inclui satélites, sondas, módulos de pouso, naves espaciais tripuladas e elementos de voo de estações espaciais lançados na órbita da Terra ou além.

Fonte: (United Nations Office for Outer Space Affairs, 2024) - Adaptado.

cinética à medida que os gases resultantes da combustão são expelidos pelo bocal do motor. Os sistemas de propulsão química são geralmente categorizados de acordo com o tipo de propelente utilizado e podem ser divididos em três principais classes: Motores de Foguete com Propulsão Sólida, Motores de Foguete com Propulsão Líquida e Motores de Foguete com Propulsão Híbrida, os quais serão discutidos mais adiante nesta monografia.

Este trabalho terá como foco a propulsão química, com ênfase nos processos de combustão e no design de motores de foguetes híbridos. Para viabilizar a pesquisa e o desenvolvimento desses motores, é essencial dispor de uma bancada de testes confiável e segura. Essas bancadas possibilitam a realização de testes estáticos, permitindo a validação de parâmetros como empuxo, eficiência da combustão e comportamento estrutural do motor sob condições operacionais reais, viabilizando também a otimização das configurações de injeção e combustão, contribuindo diretamente para o aprimoramento do desempenho desses motores.

Neste contexto, este trabalho concentra-se no projeto e na análise estrutural de uma bancada de testes para motores híbridos de pequeno porte, com foco na segurança estrutural. Esta pesquisa detalha a modelagem CAD da bancada e utiliza ferramentas de simulação computacional para garantir sua confiabilidade.

1.1 Objetivos

Este estudo tem como objetivo projetar e analisar estruturalmente uma bancada de testes em pequena escala para motores de foguetes híbridos de baixo empuxo. O projeto será desenvolvido com base em critérios de resistência mecânica, segurança, modularidade e viabilidade de fabricação, permitindo que a bancada seja utilizada em testes didáticos com diferentes configurações e condições operacionais.

O propósito é desenvolver uma bancada de testes precisa, portátil e inovadora, que desempenhe múltiplas funções: aprimorar o conhecimento sobre motores de foguetes híbridos, comparar e avaliar diferentes projetos e oferecer suporte ao desenvolvimento de novos motores. Ela proporciona aos pesquisadores um ambiente controlado para observar e analisar o comportamento desses motores, possibilitando uma compreensão mais profunda das tecnologias híbridas e suas aplicações futuras.

Além de validar os projetos de motores híbridos, a bancada de testes permite a avaliação de componentes essenciais, como o bocal, a câmara de combustão e outros elementos críticos. Esses testes são fundamentais para garantir o funcionamento adequado do motor e identificar possíveis falhas de design, possibilitando correções antes da aplicação em motores de maior escala.

Para isso, a bancada deve ser projetada para suportar as cargas mecânicas, assegurando segurança e confiabilidade. O projeto também inclui um sistema de fixação adequado, capaz de minimizar vibrações excessivas e garantir estabilidade durante os testes.

1.1.1 Objetivos Gerais

Desenvolver o projeto detalhado e realizar a análise estrutural de uma bancada de testes para motores de foguetes híbridos, garantindo que sua estrutura seja robusta, modular, multifuncional e segura. O projeto será validado por meio de modelagem CAD e simulações computacionais, permitindo sua futura construção com confiança. A bancada será concebida para uso educacional e experimental, contribuindo para pesquisas no curso de Engenharia Aeroespacial da Universidade de Brasília, Faculdade do Gama.

1.1.2 Objetivos Específicos

1. Projeto do banco de testes;
2. Projeto do motor;
3. Projeto dos fixadores motor-bancada;

4. Análise estrutural da bancada;
5. Projeto do sistema de alimentação;

1.2 Histórico e Evolução dos Motores de Foguete Híbrido

Segundo (TURNER, 2009), inicialmente, o programa espacial de maior sucesso foi o da antiga União Soviética: o primeiro satélite artificial, o primeiro homem no espaço, a primeira nave na Lua, o primeiro acoplamento de duas naves e a primeira estação espacial. No período de 1957 à 1959, três satélites e duas sondas lunares bem-sucedidas e em 1961, Yuri Gagarin se tornou o primeiro homem no espaço e, ao mesmo tempo, várias passagens por Marte e Vênus foram realizadas.

O desenvolvimento de motores de foguete híbridos começou na década de 1930. Sergei Korolev e Mikhail Tikhonravov, em 1933, conseguiram um voo de 1,5 km com um motor que usava gasolina gelificada e oxigênio líquido (LOX). Nos anos 1940, a *Pacific Rocket Society* (PRS) fez progressos significativos com motores híbridos. Em 1951, um foguete com LOX e borracha alcançou cerca de 10 km de altitude. Entre 1940 e 1956, a *General Electric Company* (GE) descobriu que a adição de uma pequena quantidade de combustível aumentava significativamente o impulso específico, como relata (TURNER, 2009).

Nos anos 1960, a *United Technologies Corporation* (UTC), com financiamento da *National Aeronautics and Space Administration* (NASA), testou motores híbridos com misturas de LOX e combustíveis sólidos. A partir de 1995, nos Estados Unidos, dois programas de foguetes de sondagem se destacaram: o Hyperion e um maior da Lockheed Martin. Na Europa, o *Office National d'Études et de Recherches Aérospatiales* (ONERA) desenvolveu o foguete sonda LEX com sucesso. Na Suécia, a Volvo testou foguetes sonda com formulações próximas às da ONERA. Mais recentemente, a Nammo Raufoss testou um motor híbrido em escala real, em cooperação com a Lockheed Martin.

Nos Estados Unidos, a empresa Starstruck, mais tarde reorganizada como *American Rocket Company* (AMROC), desenvolveu motores híbridos de grande porte, mas enfrentou problemas de estabilidade de combustão. A AMROC demonstrou a capacidade dos motores híbridos de serem extintos e reiniciados, mas encerrou suas atividades em 1995. O *Hybrid Propulsion Demonstration Program* (HPDP) foi iniciado posteriormente, mas enfrentou problemas de combustão.

O projeto *Lockheed Martin Hybrid Sounding Rocket* (HYSR) lançou com sucesso um foguete híbrido em grande escala em 2002, demonstrando tecnologia para propulsão híbrida. O SpaceShipOne da *Scaled Composites* venceu o Prêmio Ansari X usando um

motor híbrido de óxido nitroso (N_2O) e borracha polibutadieno hidroxilada (HTPB), marcando um ponto alto na história dos motores híbridos nos Estados Unidos.

O voo mais bem-sucedido de um foguete híbrido, como relata ([CANTWELL, 2007](#)), ocorreu em 4 de outubro de 2004, quando o SpaceShipOne alcançou a altitude de 100 km pela segunda vez em uma semana, conquistando o prêmio Ansari X de 10 milhões de dólares. A espaçonave utilizou um motor híbrido com quatro portas, alimentado por HTPB e óxido nitroso como oxidante. Esse evento despertou um interesse crescente por motores híbridos, impulsionado por sua segurança e flexibilidade. Empresas como a Sierra Nevada Corporation passaram a adotar essa tecnologia em projetos como o *Dream Chaser*, utilizando óxido nitroso e HTPB nas fases iniciais de desenvolvimento.

Para o SpaceShipTwo, o sucessor do SpaceShipOne, ilustrado na figura 2, foi criado um novo motor, chamado *RocketMotorTwo*. Durante o desenvolvimento, foi cogitada a substituição do grão de combustível por poliamida plástica, mas, no fim, a empresa optou por voltar à fórmula original. O RocketMotorTwo produz 310 kN de empuxo, com um impulso específico de 250 s (2452,5 Ns/kg), ([ŠONKA, 2021](#)).

Na Europa, a Agência Espacial Europeia (ESA) continuou a explorar motores híbridos para foguetes de sondagem, com iniciativas como o projeto SPARTAN, que buscou otimizar lançadores para microsatélites. A Nammo Raufoss também fez avanços significativos, culminando no programa Nucleus, que em 2017 demonstrou com sucesso essa tecnologia para satélites de pequeno porte ([European Space Agency \(ESA\), 2018](#)).

Nos últimos anos, a pesquisa em motores híbridos se concentrou em novos oxidantes e combustíveis, incluindo combustíveis metálicos e materiais compósitos. Empresas como a *Rocket Crafters* desenvolveram tecnologias híbridas com grãos de combustível imprimíveis em 3D, possibilitando uma fabricação mais rápida e personalizada. A Firefly Aerospace também explorou essa tecnologia, visando otimizá-la para pequenos lançadores. Com o crescente interesse por lançamentos de pequenos satélites, a propulsão híbrida mostra um futuro promissor, especialmente com a evolução de novos materiais e métodos de fabricação.

1.3 Vantagens e Desvantagens dos Motores de Foguete Híbrido

Diversos fatores são fundamentais na engenharia de propulsão e nas características dos motores de foguete, incluindo desempenho, simplicidade, confiabilidade, segurança operacional, custos de desenvolvimento e operação, além do impacto ambiental, que tem ganhado importância crescente ([ŠONKA, 2021](#)). Os motores de foguete híbridos possuem certas vantagens em comparação com os motores de propelente líquido e sólido, embora apresentem algumas limitações ([ŠONKA, 2021](#); [ANGELONI, 2021](#); [JENS, 2015](#)).



Figura 2 – SpaceShip One (2004)

Fonte: (DAVID, 2004)

- **Vantagens dos Motores Híbridos**

1. **Segurança:** Risco de incêndio reduzido, tanto na produção quanto no transporte, sendo também menos propensos a partidas difíceis em comparação com os motores líquidos. Em relação aos motores sólidos, os híbridos possuem um risco de explosão significativamente menor e oferecem a vantagem de permitir múltiplas ignições.
2. **Sistema:** Mecanicamente mais simplificados e possuem sistemas de injeção, alimentação e controle menos complexos do que os líquidos. Comparados aos sólidos, os híbridos são quimicamente mais simples, incluindo o processo de preparação do combustível, e têm capacidade de ajuste de potência.
3. **Desempenho:** Maior densidade do propelente e um possível melhoramento do desempenho pela adição de metais, em comparação com os líquidos. Em relação aos sólidos, os híbridos apresentam um desempenho superior, com um maior impulso específico (I_{sp}).
4. **Ambiência:** Os motores híbridos apresentam menor impacto ambiental em comparação com os motores sólidos.

- **Desvantagens dos Motores Híbridos**

1. **Taxa de regressão:** A taxa de regressão do grão de combustível está intimamente relacionada ao impulso específico e desempenho do motor. Para câmaras

de combustão maiores, o grão de combustível precisa ter múltiplas portas de combustão para desenvolver impulso suficiente.

2. **Eficiência de combustão:** Os híbridos geralmente têm menor eficiência de combustão em comparação com os motores sólidos e líquidos devido à balística interna do motor, o que resulta em uma taxa de mistura inferior. No entanto, os híbridos têm um impulso específico (Isp) potencialmente maior, em relação aos sólidos.
3. **Mudança da razão de mistura entre o oxidante e o combustível (O/F):** Com tempos de queima mais longos, o tamanho inicial da porta aumenta à medida que uma área maior é exposta à chama. A segunda causa da mudança O/F é a alteração devido à combustão, fazendo com que a relação O/F mude ao longo do comprimento da porta de combustão. Com um projeto O/F inicial adequado, essas mudanças podem ser reduzidas e mantidas em menos de 1%.
4. **Resposta ao controle de fluxo:** A resposta dos motores híbridos às mudanças no fluxo de oxidante é mais lenta em comparação aos motores de propelente líquido. Por isso, eles são mais adequados para aplicações em que a velocidade de ajuste do empuxo não é um fator crítico.

1.4 Aplicações e Missões

Os foguetes híbridos são teoricamente adequados para todas as aplicações de foguetes devido à versatilidade dos propelentes disponíveis, à ampla gama de capacidades de desempenho e à flexibilidade de empuxo. Para serem competitivos, os híbridos precisam manter características de segurança, baixo custo e simplicidade, ao mesmo tempo que atingem desempenho igual ou superior aos sistemas de foguetes sólidos e líquidos. De acordo com ([ANGELONI, 2021](#)), devido às vantagens e desvantagens discutidas, existem algumas aplicações onde eles são superiores à concorrência:

1. **Foguetes de Sondagem:** Os foguetes de sondagem são uma das aplicações mais extensivas da tecnologia de motores híbridos devido ao baixo custo, a segurança de operação e ampla gama de propelentes que permite a otimização para diferentes missões de sondagem, tornando-os ideais para uma variedade de experimentos científicos e medições atmosféricas.
2. **Foguetes Táticos:** A habilidade de modular o empuxo é importante para aplicações táticas, onde a flexibilidade no controle de potência é crucial, provando ser favorável sobre Motores Sólidos.

3. **Motores Espaciais:** As capacidades de início/parada e modulação de empuxo são perfeitas para fornecer uma fase de cruzeiro ou para terminar o empuxo exatamente no momento certo para inserções orbitais precisas.
4. **Aumento de Empuxo:** A velocidade de resposta à mudança do fluxo de líquido é menor em comparação com os motores líquidos. Portanto, os motores híbridos são viáveis para aplicações onde a velocidade de resposta não é de extrema importância.
5. **Voo Suborbital, Turismo Espacial e Transporte Atmosférico de Alta Velocidade:** O desenvolvimento de motores híbridos é geralmente mais econômico, tornando-os uma opção viável para lançadores suborbitais, e também a combinação de custo, segurança e confiabilidade

1.5 Bancadas de Testes para Motores de Foguetes

Uma bancada de teste de motor de foguete é uma estrutura projetada para sustentar o motor durante testes estáticos, permitindo a avaliação de desempenho, segurança e eficiência em condições controladas. Essencial para validar projetos, medir o empuxo e analisar parâmetros de combustão, ela assegura o funcionamento adequado do motor antes de lançamentos, (THOMAS et al., 2016).

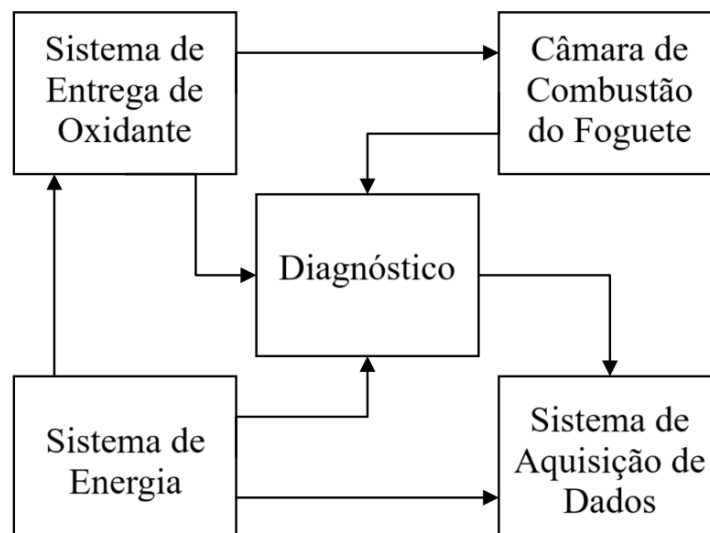


Figura 3 – Subsistemas do banco de testes do foguete híbrido.

Fonte: (THOMAS et al., 2016) - Adaptado.

Desde os primórdios da tecnologia de foguetes, a necessidade de testes controlados foi crucial para o avanço da propulsão. Com o aumento da complexidade dos motores, essas bancadas evoluíram, tornando-se indispensáveis para garantir segurança e confiabilidade antes da aplicação em veículos de maior porte.

Em motores híbridos, a bancada integra o sistema de fornecimento de oxidante, que alimenta a câmara de combustão; o sistema de diagnóstico, que monitora pressão e empuxo por meio de uma célula de carga; e o sistema de aquisição de dados (DAQ), que registra as informações em tempo real. O sistema de energia alimenta componentes como o ignitor e as válvulas solenoides, enquanto a estrutura robusta, equipada com rolamentos lineares, absorve vibrações. Um painel de controle remoto permite a operação segura à distância.

Assim, essas bancadas, que começaram como suportes simples, evoluíram para sistemas sofisticados e automatizados, sendo fundamentais para otimizar o desempenho dos motores, identificar falhas e garantir a confiabilidade em missões espaciais.

As primeiras bancadas de teste surgiram paralelamente ao desenvolvimento dos motores de propulsão líquida e sólida, permitindo que pioneiros como Robert Goddard e Wernher von Braun refinassem suas tecnologias antes de aplicá-las em foguetes de grande escala. Com o tempo, essas bancadas evoluíram para suportar motores cada vez mais sofisticados, incorporando sensores de alta precisão e sistemas avançados de segurança.

Atualmente, bancadas de teste desempenham um papel fundamental na pesquisa e no desenvolvimento de motores híbridos, viabilizando experimentos com diferentes combinações de propelentes e contribuindo para o aprimoramento dessas tecnologias. Um exemplo de bancada de testes para motores híbridos de pequeno porte é descrito abaixo:

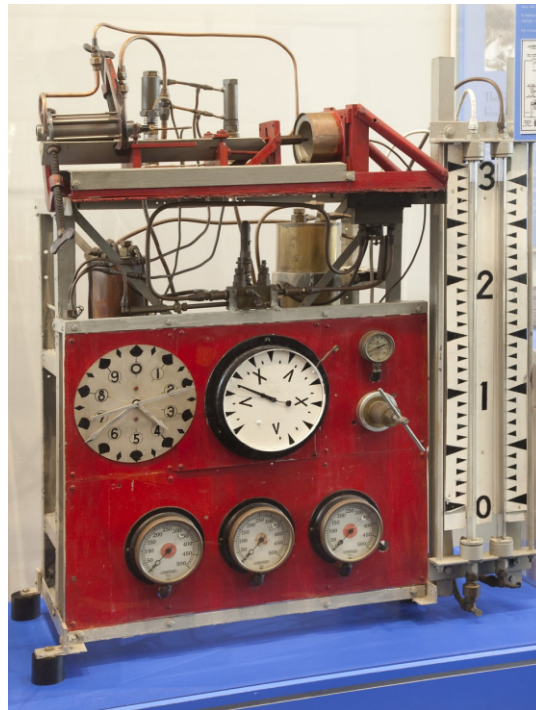


Figura 4 – Banco de teste de foguetes nº 2, desenvolvido pela *American Rocket Society* em 1938, com medição analógica de empuxo por relógios e medidores.

Fonte: ([AIR](#); [MUSEUM](#), 2019)

Construído em 1938 pela ARS (*American Rocket Society*), o banco de testes da figura 5 foi utilizado para ensaios em solo de motores-foguete experimentais. Capaz de coletar dados de motores com até 200 libras de empuxo (889 N), ele desempenhou um papel fundamental na validação da refrigeração regenerativa nos testes conduzidos por James H. Wyld entre 1938 e 1941. O sucesso desses experimentos levou Wyld, junto a três outros membros da ARS, a fundar a primeira empresa comercial de motores-foguete a propelente líquido, que mais tarde desenvolveu o motor de 6.000 libras de empuxo para o Bell X-1—o avião-foguete experimental que quebrou a barreira do som em outubro de 1947.

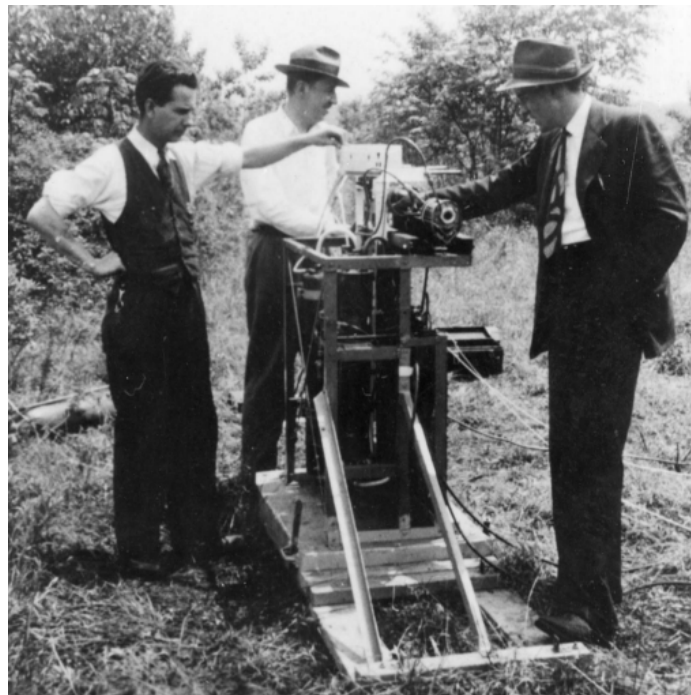


Figura 5 – Teste do motor de foguete M15-G1 da Reaction Motors, Inc. no Banco de Testes nº 2 da *American Rocket Society*, em junho de 1942.

Fonte: (PIERCE; SHESTA; LAWRENCE LOVELL,)

Atualmente, bancadas de teste para motores-foguete, utilizadas por organizações como a NASA, ESA e empresas como a SpaceX e a Blue Origin, tornaram-se altamente sofisticadas, incorporando tecnologias avançadas para medições precisas, monitoramento remoto e maior segurança operacional.

Um exemplo notável é o Stennis Space Center, da NASA, inaugurado em 1961 para testar e certificar os motores do Saturn V no programa Apollo. Desde o primeiro teste estático, realizado em 23 de abril de 1966, a instalação tornou-se um dos maiores centros de testes de propulsão do mundo. Além de ter certificado os motores do Ônibus Espacial, o Stennis atualmente realiza ensaios para motores como o RS-25, utilizado no Space Launch System (SLS), e para novas tecnologias de propulsão desenvolvidas por empresas privadas.

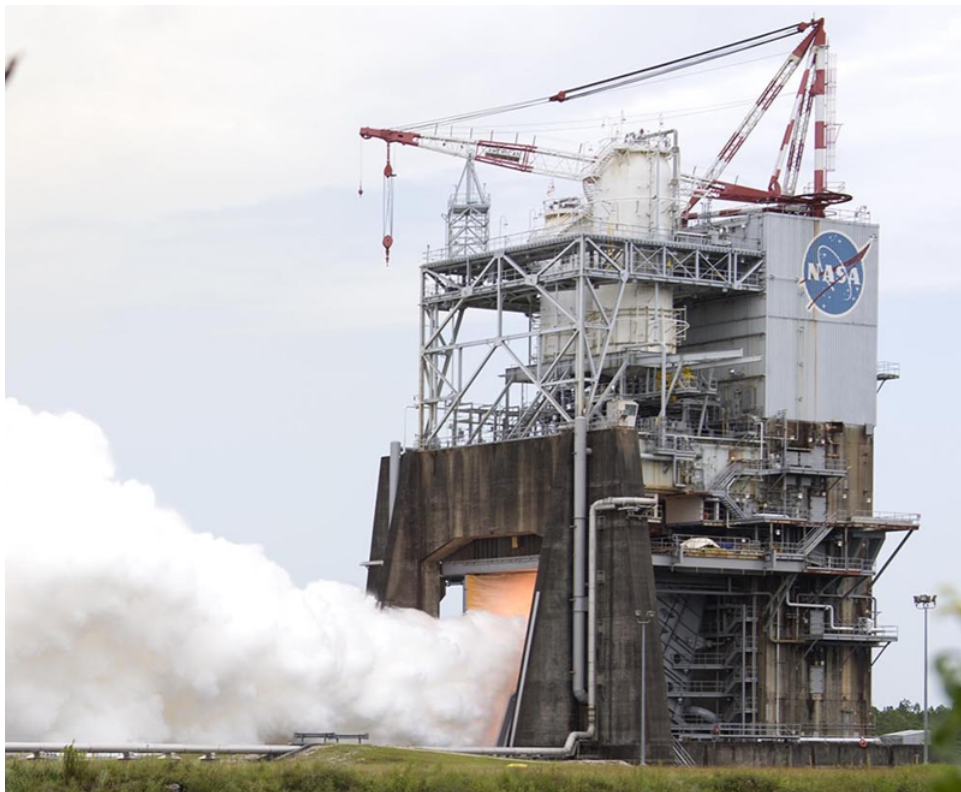


Figura 6 – Teste do motor RS-25 do SLS no Banco de Testes A1 do Centro Espacial Stennis, em 9 de agosto de 2017.

Fonte: ([NASA](#), 2017)

Seu principal banco de testes, o A-1 Test Stand, originalmente projetado para testar o segundo estágio do Saturn V, hoje é utilizado para ensaios de motores-foguete de propelente líquido em condições de nível do mar. A estrutura possui uma abertura de 33 pés de diâmetro, sistemas de abastecimento de hidrogênio líquido e oxigênio líquido e capacidade para medir empuxos de até 2890 kN.

Além da NASA, empresas como SpaceX, Blue Origin e Rocket Lab operam bancadas de teste próprias para validar tecnologias inovadoras, incluindo motores reutilizáveis e sistemas de combustão avançada. Com mais de 40 organizações residentes, o *Stennis Space Center* segue sendo uma referência global no desenvolvimento e certificação de motores para missões espaciais tripuladas e não tripuladas.

Durante um teste típico no A-1 Test Stand, a NASA gera mais de 28 bilhões de bytes de dados em 535 segundos de ensaio. Para processar esse volume de informações, são utilizados dois sistemas de aquisição de dados: um de alta velocidade, com 256 canais capturando 102400 amostras por segundo, e outro de baixa velocidade, com 512 canais registrando 250 amostras por segundo.

Os testes têm objetivos de validar o desempenho do motor sob condições específicas e aprimorar o entendimento sobre seu comportamento. Os dados coletados monitoram



Figura 7 – Operadores no Banco de Testes E-2 no Stennis realizam teste do pré-combustor de oxigênio do motor Raptor da SpaceX, destinado a voos para Marte.

Fonte: ([NASA, 2015](#))

parâmetros críticos como pressão, temperatura, velocidade das bombas, empuxo e funcionamento das válvulas, garantindo análises detalhadas da performance do sistema de propulsão.

Na figura 7, observa-se o teste do preburner de oxigênio desenvolvido pela SpaceX, em parceria com a NASA, para o motor-foguete Raptor, projetado para futuras missões a Marte. Os principais objetivos desse teste foram garantir a confiabilidade da ignição e assegurar a distribuição adequada de temperatura para as turbinas da bomba, ([NASA, 2015](#)).

No total, foram realizados 76 testes de queima no componente, somando 399,36 segundos de funcionamento, segundo ([NASA, 2015](#)). A SpaceX escolheu essa instalação de testes devido ao seu tamanho compacto e capacidade de operar em alta pressão, atendendo às exigências do desenvolvimento do motor.

Os avanços nos processos de fabricação e na eletrônica possibilitaram o desenvolvimento de bancadas de teste mais compactas e acessíveis, tornando seu uso viável para pequenas organizações, como universidades e startups.

2 Fundamentação Teórica

2.1 Fundamentos de Sistemas Propulsivos Químicos

Propulsão pode ser definida, genericamente, como o ato de alterar o movimento de um corpo. Os princípios básicos da propulsão de foguete são alcançados aplicando uma força no veículo, acelerando-o ou, alternativamente, mantendo uma determinada velocidade contra uma força de resistência. Essa força propulsora é obtida pela ejeção da queima de combustível inicialmente armazenado no veículo, que, na maioria das vezes, é convertida do estado sólido ou líquido para um gás quente em alta velocidade (SUTTON; BIBLARZ, 2010).

Como descrito anteriormente, os sistemas de propulsão podem ser classificados de acordo com a origem de energia produzida. Assim, podem ser divididos em propulsão por combustão química, radiação solar e reação nuclear. Além disso, os sistemas de propulsão podem ser classificados conforme o método de geração de força propulsiva, resultando em dispositivos como foguetes, turbofans, turbojatos, elétricos, lasers, vento solar, entre outros.

A classificação da propulsão do motor pode ser feita com base no tipo de combustível empregado durante a queima.

- A **Propulsão por Combustível Sólido**, ilustrado na figura 8, utiliza um propelente em forma de sólido granulado armazenado dentro do motor em um recipiente ou câmara, e a queima é controlada e contínua e iniciada por uma ignição. Têm um impulso específico (I_{sp}) relativamente baixo, mas a alta densidade do propelente os torna particularmente adequados para aplicações de *boosters* ou primeiros estágio de um veículo. Do ponto de vista mecânico, são muito simples, no entanto, geralmente não são capazes de serem ajustados ou reiniciados.
- Na **Propulsão por Combustível Líquido**, indicada pela figura 9 o combustível e o oxidante são armazenados em estado líquido, geralmente em tanques separados. Podem ser categorizados como monopropelentes quando ocorre uma reação de decomposição exotérmica ou bipropelentes quando a reação ocorre na mistura entre os dois líquidos. Esta forma de propulsão oferece o impulso específico mais alto, capacidade de reiniciar e ajustar o empuxo, mas o sistema mecânico do motor é bastante complexo e custoso.

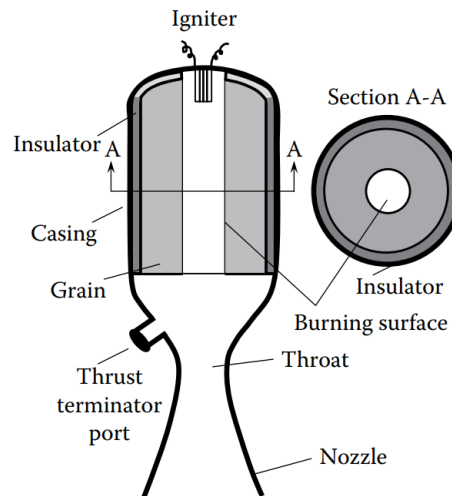


Figura 8 – Motor de foguete de propelente sólido

Fonte: (MISHRA, 2017)

O bipropelente líquido consiste em um oxidante líquido (por exemplo, oxigênio líquido) e um combustível líquido (por exemplo, querosene). Um monopropelente é um líquido único que contém espécies oxidantes e combustíveis; ele se decompõe em gás quente quando devidamente catalisado

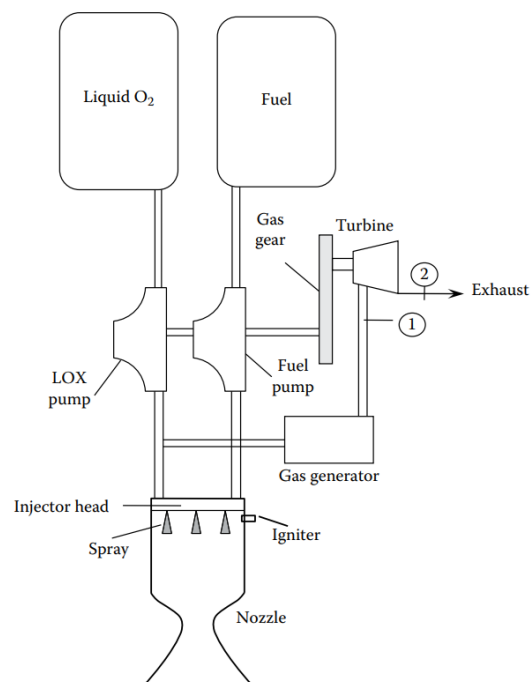


Figura 9 – Motor de foguete de propelente líquido

Fonte: (MISHRA, 2017)

- Sistemas de **Propulsão por Combustíveis Híbridos**, visível na figura 10, são caracterizados como sistemas que utilizam propelente em dois estados da matéria. Normalmente, um sólido e o outro líquido ou gasoso (PRICE, 2023). Os dois componentes do propelente são o oxidante em um vaso de pressão e o combustível que atua como um meio a ser consumido durante o processo de combustão disposto na câmara. Embora existam alguns motores denominados híbridos reversos que empregam combustível líquido e oxidante sólido, o mais comum, o híbrido clássico, utiliza oxidante líquido e grão de combustível sólido. Os motores de foguetes híbridos fornecem uma alternativa atraente aos foguetes sólidos e líquidos convencionais, pois estão de certa forma posicionados entre eles.

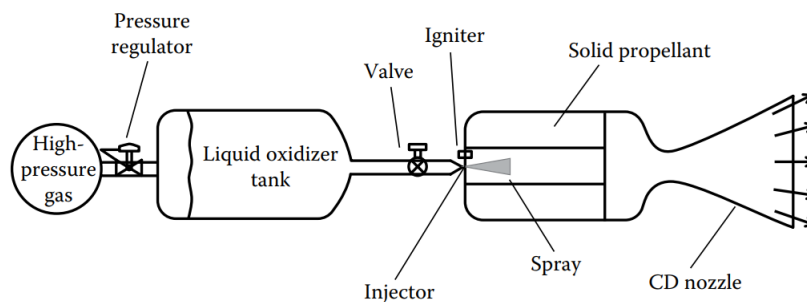


Figura 10 – Motor de foguete de propelente híbrido

Fonte: (MISHRA, 2017)

2.1.1 Fundamentos do motor de foguete híbrido

Nesse modelo idealizado, o fluxo dos gases de exaustão é essencialmente considerado como estável, quase unidimensional e isotrópico, com as seguintes suposições:

- Fluxo unidimensional e invíscido estacionário.
- Detalhes da combustão são ignorados.
- O fluido de trabalho é homogêneo por natureza. A quantidade de massa devido à fase condensada (sólido/líquido) é negligível em comparação com o fluido gasoso.
- A lei dos gases ideais com calor específico constante pode ser aplicada.
- Não há transferência de calor do motor do foguete.
- O fluxo é isentrópico, exceto através do choque.
- Condições uniformes na câmara na entrada do bocal; as propriedades do fluxo, a saber, pressão, temperatura e densidade, permanecem constantes.

- A velocidade na entrada do bocal é insignificamente pequena em comparação com a saída.
- A composição do gás ao longo do bocal permanece constante. Fluxo congelado no bocal.
- O gás sai pela saída do bocal apenas na direção axial.

2.2 Componentes do Motor

O sistema conceitual de foguete híbrido é composto por cinco componentes principais:

- Tanque de oxidante.
- Câmara de combustão.
- Tubeira ou Bocal.
- Sistema pressurização e Controle de fluxo.
- Sistema de Injeção.

A câmara de combustão, exibida na figura 11, é formada por vários componentes: o conjunto de injetores, uma pré-câmara de combustão (opcional), a área do grão de combustível (a câmara de combustão principal), a pós-câmara de mistura, a tubeira (ou bocal) e o sistema de controle do vetor de empuxo, que geralmente faz parte da tubeira.

2.2.1 Tanque de oxidante

Nos sistemas de motores de foguetes bipropelentes líquidos, o combustível e o oxidante são armazenados em tanques separados dentro do foguete. Em contraste, os motores monopropelentes utilizam apenas um único tanque de propelente. A pressurização dos tanques geralmente é feita com um ou mais reservatórios de gás de alta pressão; no entanto, também é possível usar gás aquecido do motor para pressurização.

2.2.2 Câmara de combustão

A câmara de combustão de um motor de foguete híbrido desempenha um papel crucial, pois não apenas abriga o grão de combustível, mas também define o espaço onde ocorre a combustão. Seu diâmetro e comprimento são determinados pela configuração e

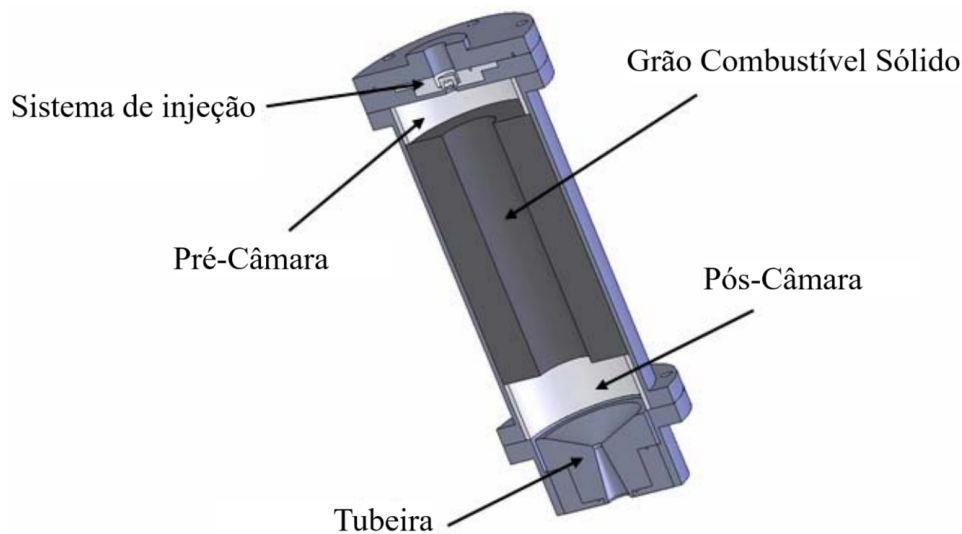


Figura 11 – Esquema de componentes de um sistema de propulsão híbrida

Fonte: (BERTOLDI, 2007)

características do grão de combustível. (BERTOLDI, 2007) alega que a câmara deve ser suficientemente ampla para acomodar o grão e, geralmente, seu comprimento é aumentado para otimizar a mistura dos reagentes e garantir uma combustão mais estável. Portanto, o design da câmara de combustão é fundamental para assegurar a segurança e o desempenho eficiente do motor.

2.2.3 Tuboira ou Bocal

O desempenho dos motores de foguete depende fortemente do design aerodinâmico da tuboira, especialmente da forma do contorno e da razão de área. A tuboira começa onde o diâmetro da câmara de combustão se estreita, acelerando o gás até a velocidade sônica de Mach 1 na garganta. A partir daí, a seção divergente da tuboira expande o fluxo para velocidades supersônicas de número de Mach maior que 1, convertendo a pressão da câmara de combustão em empuxo.

Embora o design ideal de bocais seja bem compreendido para condições específicas, problemas surgem quando o motor opera fora dessas condições. (BERTOLDI, 2007) explica que veículos que operam em diferentes altitudes, como foguetes de sondagem ou mísseis balísticos, uma tuboira otimizada para o nível do mar se torna ineficiente em altitudes elevadas, podendo causar instabilidade e desvio de trajetória. Esse efeito pode gerar um deslocamento do vetor de empuxo, resultando em um veículo fora de controle ou exigindo maior esforço para manter a trajetória e a altitude.

2.2.4 Sistema de Injeção

A injeção de oxidante é um fator crucial no desempenho de motores de foguetes híbridos, pois afeta diretamente a eficiência da combustão ao longo de toda a operação. Injetores de orifício são amplamente utilizados nesses motores devido ao seu design simples, fácil fabricação e baixo custo. Contudo, à medida que o grão de combustível se queima, a superfície de combustão sofre alterações que podem impactar a eficiência, exigindo um projeto cuidadoso dos injetores para manter um desempenho consistentemente elevado.

(HUMBLE; HENRY; LARSON, 1995) esclarece que existem duas abordagens principais para a injeção de oxidante em motores híbridos. A injeção direta, que envia o oxidante diretamente para a porta de combustão, é ideal para motores de pequeno porte com uma única porta. Já para motores de maior diâmetro ou com múltiplas portas de combustão, é necessário o uso de uma pré-câmara, onde o oxidante é vaporizado e aquecido antes de ser distribuído, garantindo uma entrada uniforme em todas as câmaras. Embora diversos tipos de injetores concebidos para foguetes líquidos possam ser adaptados para motores híbridos, alguns modelos são desenvolvidos exclusivamente para atender às necessidades específicas deste tipo de propulsão.

2.3 Equação de Empuxo e os Fundamentos da Propulsão

Como definido anteriormente, o empuxo é a força gerada por um motor de foguete híbrido, resultante da combustão controlada de um combustível sólido com um oxidante líquido ou gasoso para impulsionar o foguete para frente. É uma aplicação direta da terceira lei de Newton.

Uma expressão para o empuxo pode ser obtida aplicando a equação do momento. Para isso, consideremos um volume de controle (VC), como mostrado na Figura 12. O empuxo propulsivo F atua em uma direção oposta a V_e . A equação do momento para tal VC é dado por:

$$\frac{d}{dt} \int_{CV} \rho V_x dV + \int_{CS} V_x (\rho V_x \cdot n) dA = \sum F_x. \quad (2.1)$$

Como o fluxo é de natureza estacionária, podemos negligenciar o termo não estacionário. Assim, é possível desenvolver a equação 2.1:

$$\sum F_x = \dot{m}a + P_e A_e - P_0 A_e \quad (2.2)$$

$$F = \dot{m} V_e + (P_e - P_0) A_e \quad (2.3)$$

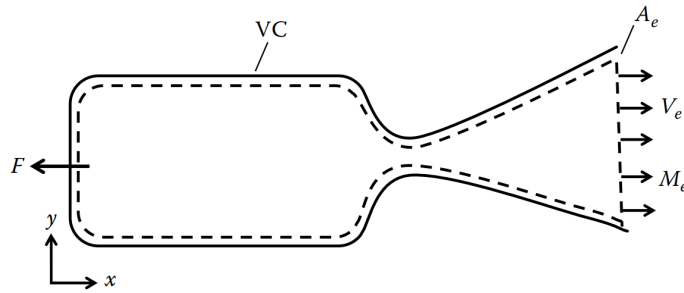


Figura 12 – Volume de Controle de um Motor de foguete

Fonte: (MISHRA, 2017)

onde, F é o empuxo, V_e é o componente de velocidade na saída do bocal, $\dot{m}$ é a taxa de fluxo de massa do propelente, P_e é a pressão no plano de saída do bocal e P_a é a pressão ambiente na saída do bocal.

O primeiro termo representa o momento, apresentando empuxo produzido, enquanto o termo de pressão pode ser positivo, negativo ou zero, dependendo se o bocal está sub-expandido, sobre-expandido ou perfeitamente expandido, como demonstrado na figura 13.

A expansão perfeita ou *optimum expansion* resulta em um desempenho ideal do bocal e indica que a pressão na saída do bocal é igual à pressão ambiente. Isso faz com que os termos de pressão na equação de empuxo estacionário e unidimensional sejam iguais a zero. Então a equação 2.3 se resume à:

$$F = \dot{m}V_e \quad (2.4)$$

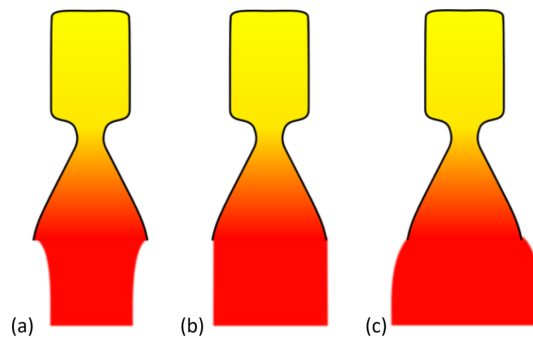


Figura 13 – Tipos de expansão em bocais

Nozzles (a) Sobre-expandidos, (b) Perfeitamente expandidos e (c) Sub-expandidos Fonte: (PELAMATTI et al., 2019)

2.3.1 Impulso Total (I) e Impulso Específico (I_{sp})

A força de empuxo do motor de foguete provoca o movimento da espaçonave ao alterar o momento devido à expansão dos propelentes no bocal de escape. Esse impulso é gerado pela mudança de momento ao longo de um período específico, ou seja, o impulso total I pode ser obtido integrando-se ao longo do tempo de queima t_b :

$$I = \int_0^{t_b} F dt = \int_0^{t_b} \dot{m}_p V_{eq} dt = m_p V_{eq} \quad (2.5)$$

Obtivemos a equação assumindo que V_e seja constante no tempo.

O impulso específico é uma variável de desempenho importante e pode ser definido como o impulso por unidade de peso do propelente:

$$I_{sp} = \frac{I}{m g_0} \quad (2.6)$$

onde, $\dot{m}_p$ é o fluxo mássico de propelente expelido, t_b é o tempo de queima do combustível, V_{eq} é a velocidade efetiva de exaustão e g_0 é a aceleração devido à gravidade na superfície da Terra

O impulso específico I_{sp} pode ser expresso em segundos, mas não deve ser interpretado como uma medida do tempo decorrido. Em vez disso, ele representa o tempo durante o qual o empuxo fornecido pelo motor é igual ao peso do propelente, indicando quanto impulso pode ser gerado por unidade de peso do propelente. O I_{sp} também representa uma média ao longo de todo o período de operação do motor de foguete e pode variar em operações transitórias, como partida e desligamento.

$$I_{sp} = \frac{m_{prop} V_{eq}}{m_{prop} g_0} = \frac{V_{eq}}{g_0} = \frac{F}{\dot{m}_p g_0} \quad (2.7)$$

A determinação do impulso específico pode ser realizada a partir de dados experimentais ou por cálculos aerotermodinâmicos teóricos. Normalmente, o valor medido do impulso específico I_{sp} será inferior ao valor teórico devido a perdas como atrito, dinâmica dos gases, combustão incompleta, entre outros. Para avaliar a diferença entre os valores teóricos e medidos do impulso específico I_{sp} , podemos definir a eficiência do impulso específico, que é a razão entre o impulso específico medido I_{sp} e o impulso específico teórico I_{sp} , conforme indicado a seguir:

$$\eta_{I_{sp}} = \frac{I_{sp}}{I_{sp\text{teórico}}} \quad (2.8)$$

Motor Foguete	I_{sp} (s)
Sólido (S)	200–310
Líquido (L)	300–460
Híbrido (H)	300–500
Solar (S)	400–700
Nuclear (N)	600–1000
Elétrico (<i>arc heating</i>)	400–2000

Tabela 2 – Valores típicos de I_{sp} para vários tipos de motores de foguete

Fonte: (MISHRA, 2017)

2.3.2 Coeficiente de Fluxo de Massa

Este parâmetro C_m , é definido como a razão entre a taxa de fluxo de massa do propelente $\dot{m}_p$, o produto da pressão da câmara P_c e a área da garganta A_t , conforme segue:

$$C_m = \frac{\dot{m}_p}{P_c A_t} \quad (2.9)$$

2.3.3 Coeficiente de Empuxo

No motor de foguete, o empuxo depende de $\dot{m}_p$, da pressão da câmara P_c e da área da garganta A_t do bocal. O parâmetro conhecido como coeficiente de empuxo C_F relaciona o empuxo F com $\dot{m}_p$, a pressão da câmara P_c e a área da garganta A_t do bocal:

$$C_F = \frac{F}{P_c A_t} \quad (2.10)$$

O coeficiente de empuxo C_F representa o desempenho do bocal apenas.

Também podemos relacionar o impulso específico I_{sp} com o coeficiente de empuxo C_F e o coeficiente de fluxo de massa C_m utilizando as Equações 2.9 e 2.10, conforme indicado a seguir:

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}_p g} = \frac{C_F}{C_m g} \quad (2.11)$$

2.3.4 Velocidade Característica

Outro parâmetro de desempenho experimental rotineiramente utilizado para motores de foguete é a velocidade característica C^* , definida como a razão entre a velocidade de saída equivalente V_e e o coeficiente de empuxo C_F , conforme segue:

$$C^* = \frac{V_{eq}}{C_F} \quad (2.12)$$

O C^* não depende do empuxo produzido pelo motor do foguete, mas sim na eficácia com que a combustão ocorre na câmara de combustão.

Também podemos expressar esta equação em termos de parâmetros mensuráveis como $\dot{m}_p$, pressão da câmara e área da garganta, através das Equações 2.10 e 2.12:

$$C^* = \frac{P_c A_t}{\dot{m}_p} = \frac{1}{C_{\dot{m}}} = \frac{I_{sp} g_0}{C_F} \quad (2.13)$$

2.3.5 Velocidade de saída

Supondo que o fluxo seja isentrópico, a velocidade de saída do bocal pode ser expressa em termos da razão de pressão através do bocal da seguinte forma:

$$V_e = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \frac{RT_c}{M} \left(1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right)} \quad (2.14)$$

Onde γ é o índice adiabático (razão de calor específico) do propelente, R é a constante universal dos gases ideais, T_c é a temperatura na câmara de combustão, M é a massa molar do gás, P_c é a pressão na câmara de combustão, P_e é a pressão na saída do bocal.

No desenvolvimento de um sistema de propulsão, seja para aplicações militares ou espaciais, o engenheiro enfrenta diversas restrições. Essas limitações geralmente envolvem aspectos geométricos, especialmente em aplicações militares, onde, por exemplo, um míssil é frequentemente mais limitado pela plataforma de lançamento ou pela integração em veículos do que um foguete de sondagem destinado ao espaço.

O tamanho e a massa de um motor de foguete híbrido genérico são afetados por diferentes parâmetros, como a escolha do oxidante, o diâmetro externo, e a pressão na câmara de combustão, entre outros. Como esses parâmetros influenciam diretamente as dimensões do sistema de propulsão, eles também determinam sua massa total. Portanto, é essencial entender o efeito de cada um desses fatores tanto nos componentes individuais quanto no desempenho geral do sistema.

Um índice de desempenho amplamente utilizado para propelentes é o I_{sp} anteriormente visto, que mede o impulso total gerado por unidade de massa de propelente. Dado que o propelente representa uma parte significativa da massa total de um sistema de propulsão, o I_{sp} é geralmente um bom indicador de desempenho. No entanto, é possível que dois sistemas com configurações de propelente idênticas e o mesmo I_{sp} apresentem

massas totais diferentes, o que pode resultar em desempenhos distintos, mesmo que ambos produzam o mesmo empuxo por tempos de queima equivalentes.

2.3.6 Motores Híbridos

A adoção de motores híbridos para aplicações que exigem alto empuxo tem sido limitada por problemas de desempenho, principalmente devido à baixa taxa de regressão dos combustíveis híbridos convencionais. (JENS, 2015) relata que a combustão de combustíveis híbridos tradicionais é frequentemente limitada pela difusão e inibida pelo *blocking effect*. Assim, para atingir uma taxa de fluxo de massa de combustível suficiente para gerar o empuxo necessário na maioria das aplicações, são empregados designs complexos de grãos de combustível multiportas para ampliar a área de queima, conforme ilustrado na Figura 14.

O número de portas em um grão de combustível é determinado por fatores como o nível de empuxo necessário da missão, o comprimento do motor, o diâmetro do grão e a combinação de combustível e oxidante. A razão oxidante/combustível também é crucial, pois influencia diretamente a taxa de regressão do combustível, que é, em última instância, controlada pela velocidade do fluxo de oxidante ao longo do canal, (MISHRA, 2017).

Essa limitação dificultou a adoção mais ampla dos motores híbridos, apesar de suas vantagens, como menor custo e menor risco de falhas explosivas. Contudo, em 1997, (KARABEYOGLU; CANTWELL; ALTMAN, 2001) descobriram uma nova classe de combustíveis à base de hidrocarbonetos de n-alcanos, como ceras de parafina, que apresentam taxas de regressão 3 a 4 vezes maiores do que as dos combustíveis híbridos clássicos. Essa inovação permitiu o uso de grãos de combustível com uma única porta de combustão circular, superando muitas das limitações anteriores e tornando os foguetes híbridos à base de parafina uma alternativa viável para sistemas de propulsão convencionais em diversas missões de exploração.

Em 2001, (KARABEYOGLU; CANTWELL; ALTMAN, 2001) propuseram um mecanismo que explica o aumento da taxa de regressão em foguetes híbridos à base de parafina, conforme ilustrado na Figura 15. Eles observaram que, durante a combustão, uma fina camada líquida se forma na superfície do combustível e torna-se instável devido às forças de cisalhamento geradas pelo fluxo de oxidante, causando o desprendimento de pequenas gotas de combustível para o fluxo gasoso. Assim, somam-se os efeitos: da chama de difusão, da formação das gotas e das frentes de onda no filme líquido da superfície do combustível. Esse processo aumenta a área de contato entre o combustível e o oxidante, resultando em um aumento na taxa de regressão do combustível.

Esse mecanismo de desprendimento de gotas atua de maneira eficaz como um sistema de injeção de spray de combustível ao longo do comprimento do motor, aumentando

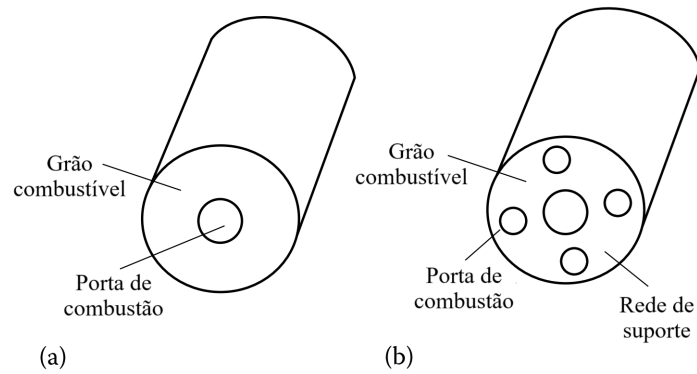


Figura 14 – Configuração de grão de combustível a) porta única e b) multiportas.

Fonte: (MISHRA, 2017)

a área de superfície disponível para a mistura e reduzindo a sensibilidade ao efeito de bloqueio.

A descoberta de combustíveis com alta taxa de regressão abriu caminho para uma nova classe de sistemas de propulsão química para aplicações de grande empuxo e aumentou a conscientização sobre esses sistemas de propulsão para uma variedade de aplicações, como explica (JENS, 2015). Esse movimento foi impulsionado pela maior visibilidade dos motores de foguete híbridos após sua seleção como o sistema de propulsão para o SpaceShip 1 e 2, como visto antes.

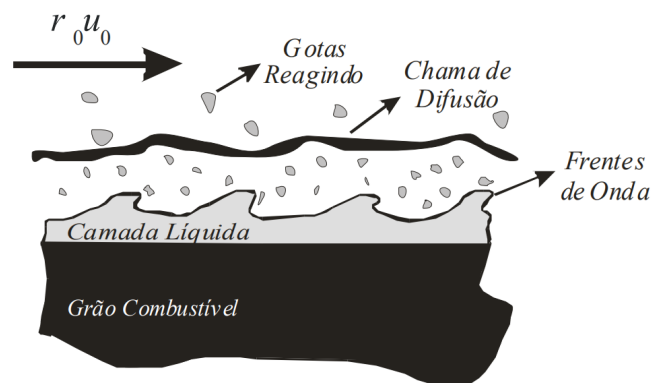


Figura 15 – Esquemático do processo de queima de parafina

Fonte: (KARABEYOGLU; CANTWELL; ALTMAN, 2001)

2.3.7 Balística Interna

Como o grão de combustível na configuração híbrida clássica não possui oxidante, a combustão ocorre na fase gasosa, o que faz com que a regressão da superfície do combustível se comporte de maneira diferente em relação a um motor de foguete sólido. Nesse

contexto, (SUTTON; BIBLARZ, 2010) diz que o combustível sólido precisa ser vaporizado antes de queimar, tornando a taxa de regressão da sua superfície diretamente dependente da interação entre a dinâmica dos fluidos na porta de combustão e a quantidade de calor transferida para a superfície do grão de combustível. (HUMBLE; HENRY; LARSON, 1995) destacam que a questão fundamental é compreender o processo de vaporização do combustível sólido e seu deslocamento até a porta de combustão, com ênfase na determinação da velocidade de regressão.

(BERTOLDI, 2007) declara que a quantidade de oxidante líquido que flui pela câmara de combustão afeta diretamente o empuxo gerado, pois a taxa de queima do combustível sólido ou taxa de regressão, depende da taxa de escoamento do oxidante. A combustão na câmara de foguete híbrido começa quando o oxidante, em forma atomizada ou vaporizada, reage próximo à superfície do combustível sólido, onde o calor transferido permite a vaporização do combustível. Esse processo é semelhante a uma chama de difusão turbulenta, com a zona de chama se formando na camada limite do fluxo gasoso, conforme ilustrado na figura 16. Na camada limite a chama se estabiliza considerando a razão estequiométrica de oxidante e combustível (O/F) necessária para que a combustão ocorra.

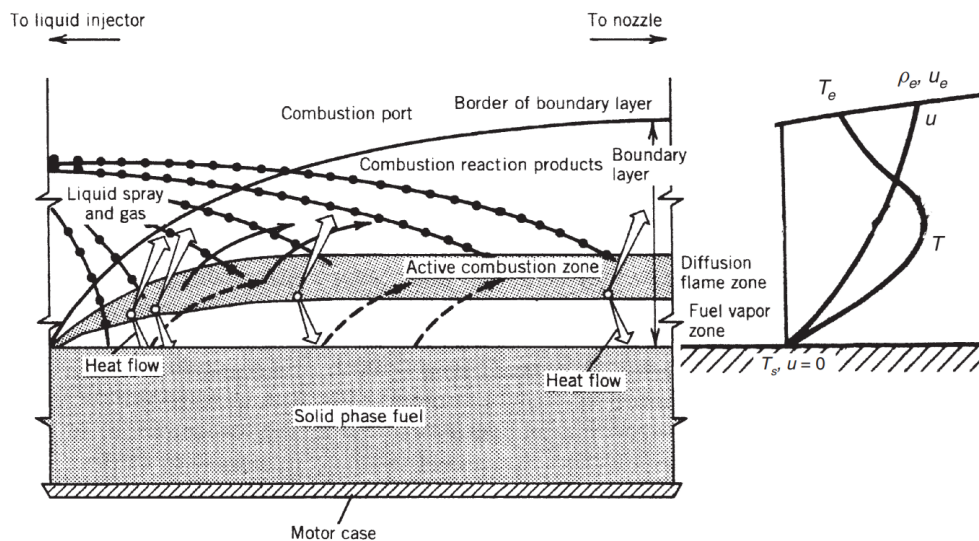


Figura 16 – Modelo simplificado do processo de combustão híbrida controlada

Fonte: (SUTTON; BIBLARZ, 2010)

Esse processo pode ser idealizado por um modelo em que uma linha de descontinuidade separa o fluxo de combustível do fluxo de oxidante. A combustão ocorre nessa linha, onde os fluxos se encontram em proporções estequiométricas, formando uma fina camada de produtos de combustão.

No motor de foguete híbrido, a zona de chama é mais espessa devido à taxa de reação finita, apresentando gradientes contínuos de temperatura e composição. O oxidante se difunde da corrente principal para a zona de chama, enquanto o combustível vaporizado

entra através da camada limite. A altura da chama é determinada pela taxa de regressão do combustível sólido, pela velocidade do fluxo de oxidante e pela taxa de difusão. Já a espessura da chama é influenciada pela taxa de reação, que depende da pressão da câmara, da temperatura do combustível e da composição dos gases, (MISHRA, 2017).

2.3.8 Combustão de Combustíveis Clássicos

O modelo de referência para a combustão de combustíveis clássicos em motores de foguete híbridos foi desenvolvido por Marxman e Gilbert na década de 1960.

Para simplificar a expressão da taxa de regressão na combustão híbrida, Marxman e Gilbert assumiram que o principal mecanismo de transferência de calor seria a convecção. Isso porque, em grãos de combustível não metalizados e nas condições típicas de pressão e fluxo usadas em aplicações de propulsão, a transferência de calor por convecção é significativamente mais dominante do que a transferência por radiação.

Assumindo condições quase estacionárias, o balanço de fluxo de energia na superfície do combustível pode ser escrito da seguinte forma:

$$\dot{Q}_w = \dot{m}_f A_b \Delta H_v = \rho_f A_b \dot{r} \Delta H_v \quad (2.15)$$

onde $\dot{Q}_w$ é o calor total transferido, $\dot{m}_f$ é fluxo mássico o combustível queimado, A_b é a área da superfície exposta do grão combustível, ρ_f é a densidade do combustível, $\dot{r}$ é a taxa de regressão e ΔH_v é o calor da troca de fase sólida para gasosa, o qual é necessário para aumentar a temperatura do grão da temperatura ambiente para a da superfície.

Ao expressar a equação 2.15 em termos de números adimensionais e assumindo que o número de Prandtl é igual a um, o que implica que a transferência de momento e de energia ocorre de maneira semelhante, a expressão simplificada da taxa de regressão para a combustão híbrida, desconsiderando a transferência de calor por radiação, pode ser representada como, segundo (SUTTON; BIBLARZ, 2010):

$$\dot{r} = 0.036 G^{0.8} \left(\frac{\mu}{x} \right)^{0.2} B^{0.23} \quad (2.16)$$

A taxa de regressão do grão de combustível $\dot{r}$ depende do coeficiente de insuflamento - *blowing coefficient* B , que é tanto um parâmetro aerodinâmico quanto termoquímico. A variação axial x dentro da câmara de combustão tem a mesma ordem de influência que o coeficiente B . Para simplificar o projeto preliminar, os efeitos de x , B , a densidade do combustível ρ_f e a viscosidade do gás μ , são combinados em um único parâmetro, a .

Segundo (SUTTON; BIBLARZ, 2010), essa simplificação preserva a forma funcional da equação, permitindo ajustar as constantes a e n com base em dados experimentais

específicos para uma determinada combinação de oxidante e combustível.

Em aplicações práticas, a Equação 2.16 é geralmente substituída por uma forma mais compacta, onde os coeficientes são obtidos experimentalmente:

$$\dot{r} = a G_{ox}^n x^m \quad (2.17)$$

Os expoentes n e m e o coeficiente a são determinados experimentalmente. Uma vantagem adicional da segunda expressão para a taxa de regressão é que ela utiliza o fluxo de massa de oxidante G_{ox} , uma medida mais simples de obter em comparação com o fluxo de massa total, de acordo com (ŠONKA, 2021). Para combustíveis poliméricos puros, esses parâmetros dependem apenas da composição do oxidante e do combustível, e não da pressão da câmara de combustão. A dependência da pressão surge apenas quando metais ou oxidantes sólidos são adicionados à mistura. Normalmente, o fator relacionado à coordenada axial x é desconsiderado ($m=0$), o que simplifica a fórmula de Marxman para:

$$\dot{r} = a G_{ox}^n \quad (2.18)$$

2.3.9 Escolha do Propelente

A propulsão química abrange diversos tipos de foguetes, todos os quais exigem um oxidante e um combustível para a reação, dependendo das necessidades da missão. Motores de foguetes híbridos combinam diferentes tipos de combustíveis e oxidantes, aproveitando as vantagens de ambos para alcançar um desempenho específico.

Entre os foguetes químicos, os de propelente sólido são os mais simples de fabricar, mas são menos ecológicos e têm alto risco de explosão devido à combinação de oxidante e combustível na câmara de empuxo. Em contraste, os foguetes de propelente líquido, embora mais caros e tecnologicamente complexos, oferecem o melhor desempenho. Já os foguetes híbridos são uma opção atrativa, combinando o maior desempenho em relação aos foguetes sólidos com custos inferiores aos dos motores líquidos.

A vantagem de um sistema de propulsão sobre outro está em reduzir custos, aumentar a segurança e minimizar o impacto ambiental. No entanto, existem desafios tecnológicos, como a baixa taxa de regressão, a menor densidade volumétrica, e uma combustão menos uniforme em comparação aos propelentes sólidos e menos eficiente em relação aos líquidos, com diz (BERTOLDI, 2007)

A escolha do tipo de combustível e oxidante em um sistema de foguete híbrido deve ser orientada pela natureza da missão ou do teste planejado. Diferentes combinações de oxidantes e combustíveis podem conferir vantagens como maior desempenho ou maior

tempo de armazenagem, embora frequentemente com custos mais elevados ou impactos ambientais adversos.

Ao selecionar combustíveis sólidos para motores híbridos, há diversas opções. Os combustíveis podem ser fabricados a partir de ingredientes que requerem cura, moldagem, usinagem, ou até impressão 3D. A escolha do método de fabricação depende de fatores como urgência na produção, disponibilidade de materiais, necessidade de maquinário especializado e facilidade de execução. No entanto, o fator mais crítico é a composição do grão de combustível sólido. Se o combustível for moldado, a sequência de introdução dos materiais e o tempo de processamento podem causar variações nas propriedades do propelente, afetando o desempenho e a consistência do motor. (PRICE, 2023)

2.3.9.1 Oxidante

Na tecnologia de foguetes híbridos, uma das decisões mais desafiadoras é a escolha do oxidante que impulsionará o motor. A seleção do oxidante exige a consideração de vários fatores, como desempenho, capacidade de armazenamento, custo, estabilidade e facilidade de manuseio. Entre os oxidantes normalmente utilizados estão O_2 líquido e gasoso, O_3 , N_2O , N_2O_4 e H_2O_2 , cada um com suas propriedades distintas, conforme ilustrado na Tabela 3.

Propriedade	N_2O	N_2O_4	H_2O_2 (80%)	H_2O_2 (90%)	$O_2(g)$	$O_2(l)$
Densidade (g/cm^3)	1,23	1,440	1,334	1,392	0,266	1,141
Temperatura ($^{\circ}C$)	20	20	20	20	20	-182,96
Pressão de vapor (bar)	50,5	0,96	0,005	0,0031	-	1
Fase de armazenamento	Líquida	Líquida	Líquida	Líquida	Gasosa	Líquida

Tabela 3 – Propriedades físicas dos oxidantes empregados no estudo dos propelentes.

Fonte: (GOUVêA; COSTA, 2014)

Embora todos esses oxidantes pudessem ter sido utilizados, a escolha foi entre o oxigênio gasoso (GOX) e o óxido nitroso (N_2O). O GOX é um oxidante simples, seguro e fornece um ótimo custo e eficiência, é fácil de manusear e operar, sem a necessidade de sistemas complexos de resfriamento ou pressurização, ao contrário de oxidantes criogênicos como o LOX. Essa simplicidade se traduz em maior segurança, pois o oxigênio gasoso é estável sob uma ampla gama de condições, reduzindo os riscos associados a vazamentos ou falhas no sistema, como nos diz (SUTTON; BIBLARZ, 2010).

A facilidade de controle do GOX também é um grande diferencial, permitindo uma regulação precisa do fluxo por meio de válvulas e sistemas de controle de pressão. Isso é especialmente útil durante testes ou em situações onde é necessário ajustar o empuxo.

Outro fator relevante é a disponibilidade e o custo do GOX, que é muito acessível

e relativamente barato. Isso o torna uma escolha econômica para o desenvolvimento de motores híbridos, especialmente em fases iniciais de pesquisa ou em projetos educacionais, onde o custo e a facilidade de uso são considerações importantes.

2.3.9.2 Combustível

Juntamente com o oxidante em um motor de foguete híbrido, o combustível é a base do processo de combustão. Tradicionalmente, os combustíveis escolhidos para esses motores são materiais sólidos à base de hidrocarbonetos, pois fornecem as moléculas de hidrogênio e carbono necessárias para alcançar altas temperaturas de chama. (PRICE, 2023) relata que os mais populares são o HTPB (polibutadieno terminado em hidroxila), CTPB (polibutadieno carboxilado) e PBAN (acrilonitrila de polibutadieno). O HTPB - uma borracha que é extremamente segura para manipulação, é particularmente popular em diversos projetos devido ao conhecimento consolidado da indústria sobre suas propriedades químicas e estruturais. Para utilizá-lo, o HTPB é misturado a partir de componentes líquidos, desgaseificado em um ambiente de vácuo, e depois moldado e curado em um molde de grão de combustível.

(PRICE, 2023) articula que as limitações do método tradicional de fabricação de grãos de combustível sólido para foguetes híbridos, como a complexidade do processo e as restrições na geometria dos canais de combustão. Ele também menciona os problemas de inconsistência na mistura e o longo tempo de cura. Com o avanço da manufatura aditiva, especialmente com impressoras 3D FDM, é possível criar geometrias mais complexas, reduzir a mão de obra e minimizar o desperdício, tornando essa tecnologia atraente para o desenvolvimento de grãos de combustível híbrido.

A escolha do combustível foi feita com base em critérios de desempenho, segurança e facilidade de manuseio. Esses fatores levaram à seleção da parafina. (GOUVÊA; COSTA, 2014) nos informa que as propriedades físico-químicas da parafina nem sempre são detalhadas pelos pesquisadores por ser composta por misturas de hidrocarbonetos saturados, não sendo assim uma substância pura e totalmente caracterizada. Também pelo fato de o desenvolvimento de vários novos combustíveis ser sigiloso.

Propriedade	Valor
Densidade (g/cm ³)	0,79
Massa molar (g/mol)	282,55
Entalpia de formação (kJ/mol)	-635,3

Tabela 4 – Propriedades físico-químicas da parafina C₂₀H₄₂.

Fonte: (GOUVÊA; COSTA, 2014)

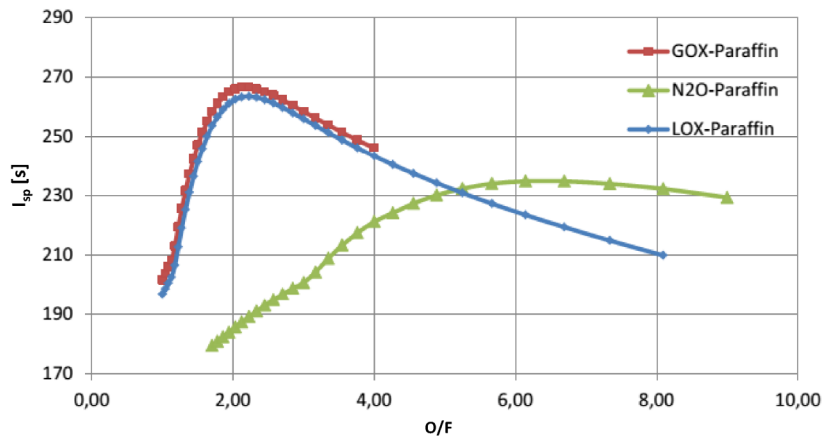


Figura 17 – Isp vs. O/F

para as opções de propelente a 3 MPa de pressão na câmara e 0,1 MPa de pressão ambiente. Fonte: (RICKMERS; DRINKWITZ; ORLOWSKI, 2018)

É notável que o aumento de desempenho pode ser obtido com um combustível tão simples e seguro como a parafina, o que agrega um valor significativo ao projeto. Além disso, um pequeno motor híbrido pode ser produzido com relativa facilidade, mantendo-se compacto e potente. Esse resultado é ainda mais vantajoso considerando que o propelente principal é barato, fácil de manusear e pode ser moldado em qualquer laboratório universitário, com requisitos mínimos de segurança.

O uso da parafina como combustível sólido em motores híbridos apresenta diversas vantagens, como alta taxa de regressão e baixo custo. No entanto, também impõe desafios específicos que impactam diretamente o projeto do motor e da bancada de testes. Os principais desafios incluem:

1. Baixa resistência mecânica: A parafina apresenta baixa resistência estrutural, o que pode levar à sua fratura durante o enchimento da câmara ou ao longo do funcionamento do motor, especialmente em regimes de queima prolongada. Esse comportamento pode provocar instabilidades na combustão e comprometer o desempenho global do motor.
2. Taxa de regressão não uniforme: Embora a parafina apresente uma taxa de regressão superior à de outros combustíveis sólidos, essa taxa pode ser não uniforme, especialmente em motores com portas de combustão únicas. Essa não uniformidade pode resultar em um desempenho imprevisível e em variações na razão O/F (Oxidante/Combustível) ao longo do tempo, afetando a eficiência e a estabilidade da combustão.
3. Sensibilidade ao fluxo de oxidante: O escoamento do oxidante exerce influência direta sobre o processo de regressão da parafina. Fluxos insuficientes reduzem a eficiên-

- cia da combustão, enquanto fluxos excessivos podem provocar erosão térmica na superfície do combustível.
4. Resfriamento e estabilidade térmica: A baixa temperatura de fusão da parafina pode resultar no derretimento e escoamento do combustível durante os testes, especialmente em motores sujeitos a altos fluxos de calor. Esse fenômeno pode comprometer o desempenho e reduzir a eficiência do motor, tornando necessárias estratégias eficazes de arrefecimento ou a seleção apropriada do perfil de queima para mitigar esses efeitos.
 5. Processo de fabricação do grão: Embora seja de fácil manuseio, o processo de fundição da parafina para a formação do grão combustível deve ser rigorosamente controlado, a fim de evitar oclusões, bolhas de ar e falhas estruturais que possam comprometer o desempenho do motor durante os testes.

3 Metodologia de Montagem da Bancada de Testes

3.1 Bancada de teste

Segundo ([BARRÈRE, 1960](#)), a construção do suporte do motor pode ser feita de três formas:

1. **Suporte horizontal** - A orientação horizontal é amplamente utilizada em testes de motores-foguete devido às suas vantagens estruturais e de medição. Embora a configuração vertical seja a mais próxima da realidade de um lançamento, a posição horizontal oferece medições confiáveis do desempenho e elimina algumas das dificuldades associadas à montagem vertical com o bocal voltado para baixo.

Uma das principais vantagens da bancada horizontal é que o peso do motor e do propelente não interfere diretamente nas medições de empuxo, simplificando os cálculos e o processo de calibração. Além disso, essa configuração reduz custos de construção e complexidade estrutural, pois o motor pode ser fixado ao solo ou apoiado contra uma parede, dispensando suportes complexos.

Apesar dessas vantagens, a disposição horizontal pode causar diferenças na combustão e na erosão do grão propelente. No estudo desenvolvido por ([HARIPRASAD et](#)



Figura 18 – Banco de Teste Estático Horizontal do propulsor HP-3/SD2

Fonte: ([BERTOLDI, 2007](#))

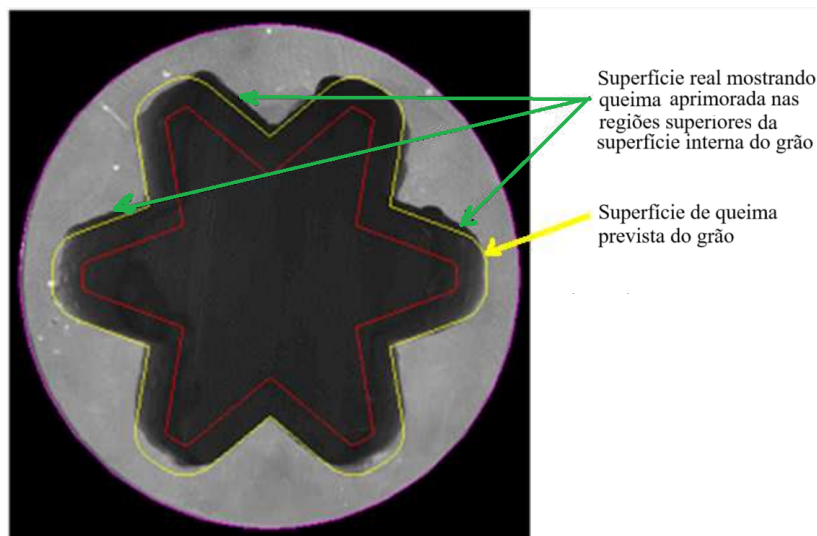


Figura 19 – A imagem indica que as regiões superiores da superfície interna do grão estrela estão queimando mais rápido do que a superfície inferior nesta configuração

Fonte: (HARIPRASAD et al., 2012) - Adaptado

al., 2012) mostra que, nessa orientação, a convecção dos gases dentro da câmara de combustão pode levar a uma erosão desigual do propelente, com maior queima na parte superior e menor na inferior, como ilustrado na figura 19. Além disso, a sedimentação de resíduos e acúmulo de escória no bocal diferem em relação à orientação vertical, podendo influenciar no desempenho do motor a longo prazo.

Outra questão a ser considerada é o risco de explosão devido ao acúmulo de propelente líquido não queimado dentro da câmara de combustão, especialmente em motores de propelente líquido. No entanto, essa configuração facilita a instalação de sensores para monitoramento de parâmetros de desempenho, sem interferir na medição do empuxo. Além disso, permite a instalação de supressores de som à frente do jato, reduzindo ruídos e impactos ambientais.

A solução horizontal também é amplamente adotada para testes de motores de propelente sólido, onde a sedimentação do grão e a erosão do bocal podem ser monitoradas de forma mais controlada. No geral, a escolha da orientação depende dos objetivos do teste, do tipo de motor e das limitações estruturais e operacionais da bancada de ensaio.

2. **Suporte vertical** - A orientação vertical é amplamente utilizada em bancadas de teste por se aproximar das condições reais de voo. No entanto, essa configuração pode variar dependendo da posição do bocal, que pode estar voltado para baixo ou para cima, cada uma com vantagens e desvantagens específicas.

- **Bocal Voltado para Baixo**



Figura 20 – Banco de Teste Estático Vertical do motor do motor HP-2

Fonte: (BERTOLDI, 2007)

Essa disposição é a mais fiel a um cenário real de lançamento, pois o motor opera na mesma direção em que impulsionaria um foguete. Além disso, é a forma mais precisa de medir o desempenho do motor, desde que o peso do sistema seja corretamente considerado nos cálculos. Esse fator é mais fácil de lidar em motores de propelente líquido, já que o combustível não está dentro da câmara de combustão como ocorre nos motores sólidos.

No entanto, um dos principais desafios dessa configuração é que o empuxo gerado é direcionado para cima, o que pode comprometer a estabilidade da estrutura de testes. Se a bancada não estiver adequadamente fixada ou balanceada com lastros e contrapesos, há o risco de movimentação, inclinação ou até falha catastrófica. Isso significa que, para garantir segurança, a estrutura da bancada precisa ser mais robusta e pesada do que em outras configurações.

- **Bocal Voltado para Cima**

Nessa configuração, o empuxo gerado pelo motor empurra a estrutura da bancada contra o solo, eliminando a necessidade de contrapesos e fixações adicionais. Isso torna a construção da bancada mais simples e pode ser uma solução eficiente para sistemas portáteis e de pequeno porte.

Por outro lado, essa orientação inverte a posição do motor em relação ao cenário real de voo, o que pode afetar a precisão das medições de empuxo e o

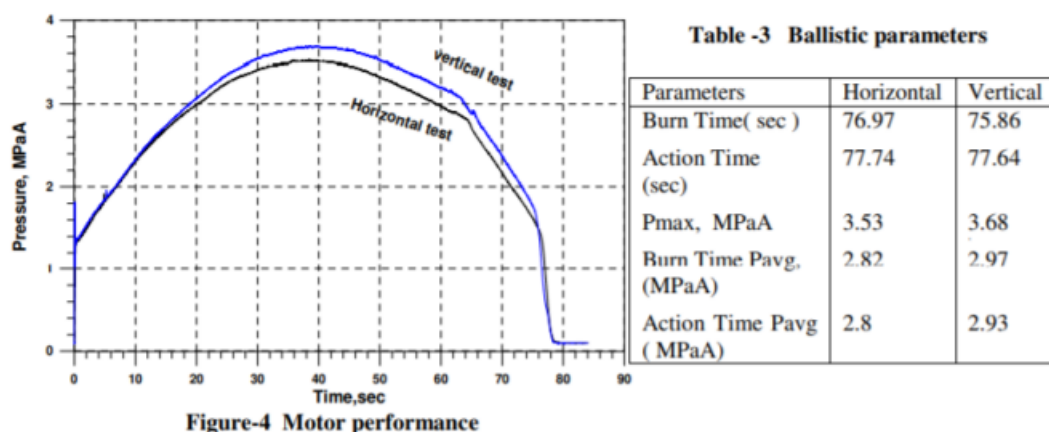


Figura 21 – Resultados obtidos a partir das diferentes orientações no teste realizado por (RODRÍGUEZ, 2019)

Fonte: (RODRÍGUEZ, 2019)

desempenho do motor. Estudos indicam que a orientação em relação à gravidade influencia o tempo de queima e a distribuição da área de combustão do propelente, podendo resultar em maior tempo de queima e menor empuxo gerado em comparação à configuração com o bocal voltado para baixo.

Devido a essas diferenças de desempenho, a escolha entre as duas orientações verticais deve considerar o tipo de motor, os objetivos do teste e a necessidade de precisão nas medições.

3. **Suporte inclinado** - Esta solução é intermediária entre as duas anteriores. A câmara de combustão é inclinada em relação ao plano horizontal em um ângulo da mesma ordem de magnitude que o ângulo de convergência do bocal. A inclinação também pode ser determinada pela posição do motor no míssil.

Os arranjos para medir o empuxo incluem o suporte para o motor, o sensor de empuxo e o dispositivo que transforma as variações mecânicas em variações de voltagem ou intensidade de corrente elétrica.

Dependendo da natureza das ligações de transmissão de força entre as partes móveis e fixas, podem ser utilizados vários tipos de fixação de motores, (BARRÈRE, 1960):

1. **Suportes com ligação quase sem Atrito:** Utilizados em bancadas de teste horizontais, como montagens em paralelogramo, pêndulo e com rolamentos de esferas ou rolos guiados. Esses suportes permitem o movimento livre do motor ao longo da linha de empuxo, garantindo que a força medida seja igual ao empuxo gerado. No entanto, eles são frágeis, requerem alta manutenção e são mais adequados para motores pequenos, onde o atrito e o peso do suporte são minimizados.

2. **Suportes com ligação do tipo dobradiça flexível ou elástica:** Mais robustos e usados para suportes verticais ou motores maiores. Esses suportes utilizam deformações elásticas para absorver parte do empuxo, com apenas uma fração transmitida ao sensor. A montagem é rígida, com alta frequência natural, e pode usar lâminas de metal flexíveis ou tensões em suportes rígidos. Este tipo é ideal para estudos de temperatura do jato ou combustão irregular, permitindo o livre movimento do motor e o posicionamento preciso de sensores.

3.1.1 Estudo de modelos de montagem de bancada de testes

- O método de fixação utilizado por ([ANGELONI, 2021](#)) no motor MOUETTE à bancada de testes utiliza dois suportes posicionados na Pré-Câmara e na Pós-Câmara, que são ajustados nas ranhuras usinadas nessas partes do motor. Essas ranhuras evitam o deslizamento axial. Os suportes são soldados a componentes em forma de T, que estão fixados nos trilhos da estrutura de aço da bancada. O motor é então preso firmemente aos suportes por meio de braçadeiras, garantindo estabilidade, conforme exposto na figura 22.

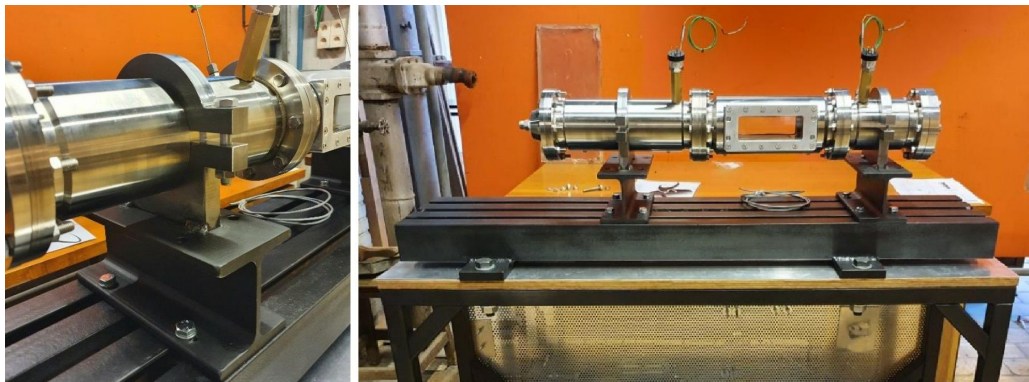


Figura 22 – Método de fixação por suportes (Bancada MOUETTE)

Fonte: ([ANGELONI, 2021](#))

- Também pode-se utilizar um sistema de fixação baseado em estruturas de flexíveis, apresentado na figura 23 para garantir a precisão das medições e a segurança durante os testes. Esse sistema é projetado para minimizar erros comuns de medição de força, como fricção, desalinhamento inicial e deformações excessivas.

O motor é fixado à bancada através de um sistema que inclui uma estrutura de placas finas e flexíveis, onde a flexão é aplicada e um sistema de medição que utiliza células de carga para monitorar o empuxo ao detectar a deformação causada pela força do empuxo, interpretando essa deformação como uma medida direta da força de empuxo.

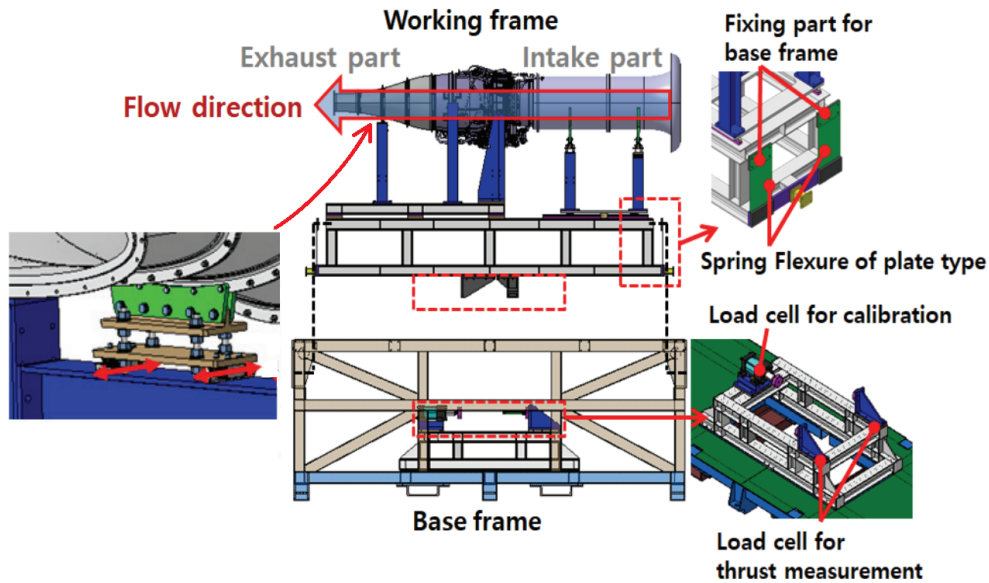


Figura 23 – Método de fixação de placas flexíveis

Fonte: (JIN et al., 2021)

- O método de montagem e fixação da bancada de testes para o motor HYDRA 4X, exibido na figura 24 envolve o uso de uma placa de montagem específica que assegura a estabilidade do motor durante os testes. Esta placa é projetada para suportar as forças geradas pelo motor em operação, fixando-o firmemente na estrutura da bancada.

A bancada é equipada com células de carga, que são montadas estrategicamente para medir as forças exercidas durante o teste. Estas células de carga são conectadas à placa de montagem, que sustenta o motor, garantindo que todos os dados relevantes sobre as forças sejam adquiridos com precisão.

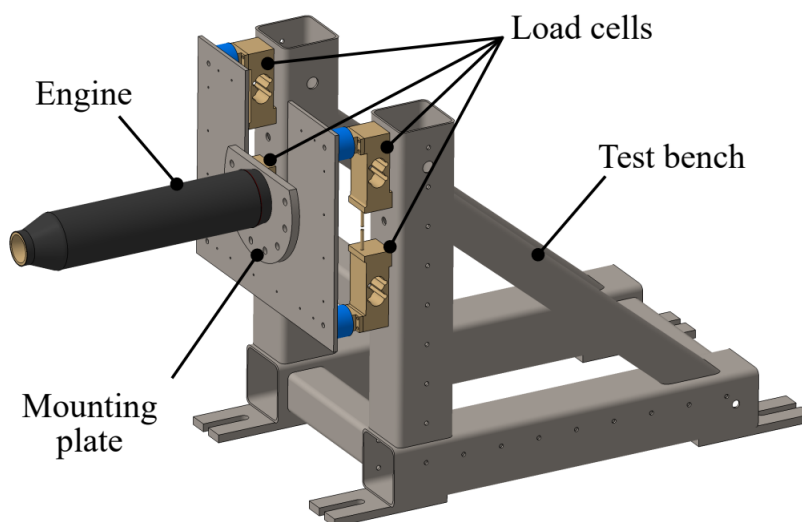


Figura 24 – Método de fixação por placa montada (motor HYDRA 4X)

Fonte: (HEEG et al., 2020)

- O método de montagem com lâminas flexíveis e suporte pivotante, mostrada na figura 25, utiliza uma estrutura em três níveis para garantir estabilidade e precisão durante os ensaios. No nível superior, o motor é fixado por arcos de aço, como por exemplo o AISI 1020, proporcionando uma base robusta capaz de suportar as forças e vibrações geradas.

O nível intermediário sustenta o motor com lâminas flexíveis de aço inoxidável SAE 304, equipadas com extensômetros que formam pontes de *Wheatstone* para a medição do empuxo. Essas lâminas são projetadas para deformar de maneira controlada, permitindo medições precisas das forças aplicadas.

No nível inferior, um sistema pivotante composto por buchas de poli(tetrafluoretileno) (PTFE) e suportes de alumínio liga 6060 permite o movimento controlado das lâminas. Esse sistema possibilita a medição de forças em diferentes direções, utilizando uma célula de tração/compressão.

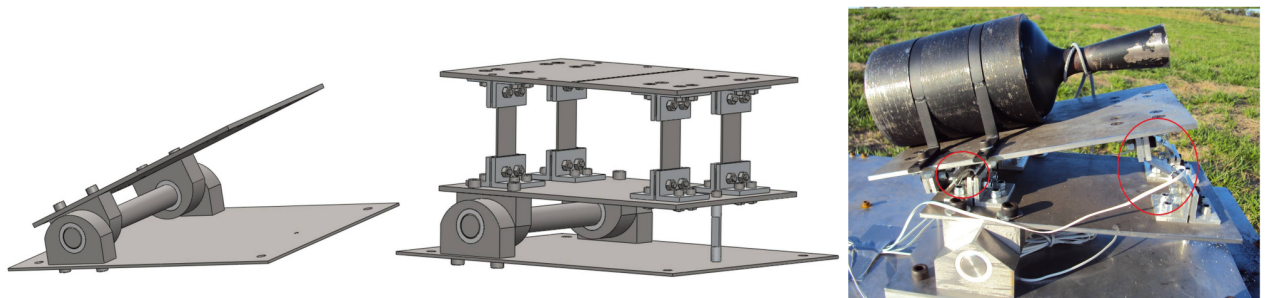


Figura 25 – Método de fixação por lâminas flexíveis com suporte pivotante

Fonte: (RIBEIRO, 2013)

- A bancada de testes da figura 26 é construída com uma estrutura modular e robusta para garantir estabilidade e segurança durante os ensaios de motores de foguete. Sua base consiste em duas vigas "I" de aço inoxidável 304, montadas sobre uma plataforma elevada ou piso de concreto, proporcionando uma fundação sólida para suportar as forças geradas nos testes.

O motor é fixado em uma estrutura hexagonal com três furos cilíndricos para parafusos ajustáveis, assegurando um posicionamento firme durante os testes. Essa estrutura é montada em uma placa retangular conectada a trilhos lineares, permitindo ajustes precisos e adaptação a diferentes tipos e tamanhos de motores.

Um suporte em "L", também de aço inoxidável 304, é fixado à base com parafusos M12 e reforçado por solda para maior rigidez e durabilidade. Esse suporte inclui uma célula de carga que pode ser encaixada e fixada sem necessidade de furos adicionais, simplificando o processo de montagem.

O conjunto modular de trilhos, peças deslizantes e suportes permite ajustes rápidos e seguros, acomodando diversas configurações de motores e testes.

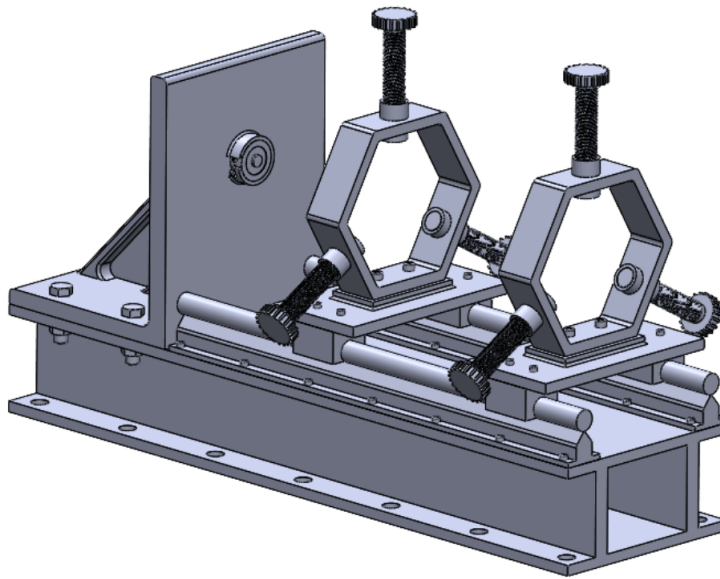


Figura 26 – Método de fixação modular com trilhos lineares e suporte hexagonal

Fonte: (RIBEIRO, 2013)

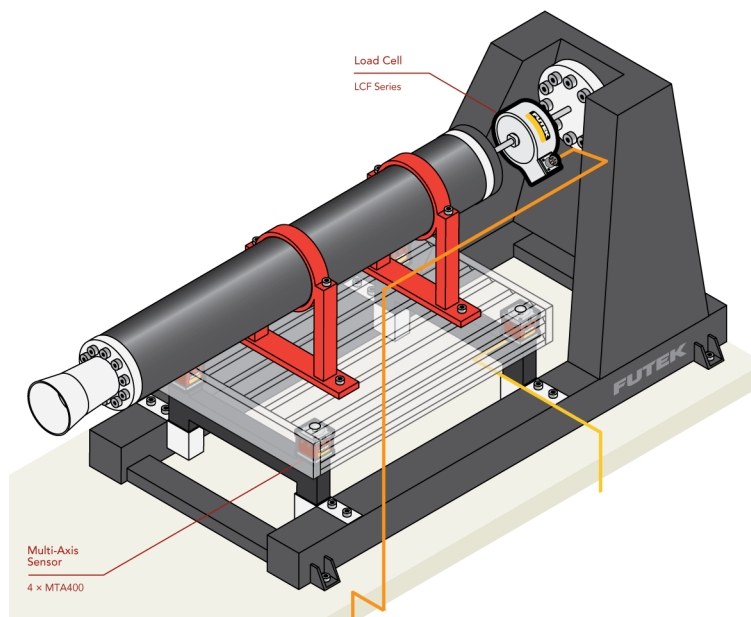


Figura 27 – Método de fixação por braçadeiras de suporte

Fonte: (FUTEK Advanced Sensor Technology, Inc., 2024)

- Neste método de fixação, da figura 27 o motor de foguete é montado em suportes conhecidos por colar, braçadeira ou anéis de suporte que envolvem o corpo cilíndrico do motor e fixados à base da bancada por parafusos. Na extremidade do motor, há célula de carga, rosqueada para receber apenas cargas axiais, como no caso anterior, eliminando cargas laterais que poderiam comprometer a precisão da medição. Esta célula de carga é fixada em uma bancada de teste robusta, projetada para prender

o motor com segurança.

Para complementar as medições de empuxo, células de carga multi-axiais são instaladas nos suportes de base da bancada. Estas células capturam dados sobre o empuxo em vetores, possibilitando uma análise detalhada das forças em múltiplas direções. Cada eixo das células de carga multi-axiais é monitorado individualmente.

Este método é amplamente utilizado por ser um dos mais simples e garantir medições precisas, isolando a célula de carga de forças laterais indesejadas. Este método é versátil e seguro, adaptável a diferentes tipos de motores e configurações de teste.

A bancada de testes foi dimensionada para motores híbridos de baixo empuxo, operando a 20 bar e suportando um motor de 250 N por 7 segundos. Simulações em Elementos Finitos (MEF), com fator de segurança de 1,7, confirmaram sua integridade estrutural para até 425 N, sem risco de falhas mecânicas.

Apesar desse desempenho, algumas limitações operacionais devem ser consideradas. A bancada foi validada para suportar até 425 N de empuxo (fator de segurança 1,7); entretanto, testes acima desse limite requerem validação adicional e possíveis reforços estruturais nos suportes e na base. Embora o design modular facilite adaptações, aumentos significativos no empuxo demandariam modificações estruturais mais complexas e ajustes no sistema de alimentação. Ademais, os sensores de aquisição de dados precisam ser recalibrados para testes em diferentes níveis de empuxo.

3.2 Sistema de Alimentação

O sistema de alimentação é composto por uma linha de oxigênio gasoso, que fornece o oxidante ao motor, e uma linha de nitrogênio gasoso, utilizada para interromper o processo de combustão. Cada linha inclui um regulador de pressão, localizado no tanque, para ajustar a pressão desejada, além de uma série de válvulas para controlar o fluxo.

3.2.1 Fornecimento de Oxidante

Existem essencialmente duas formas de alimentar o oxidante na câmara de combustão: o sistema de alimentação pressurizado por gás e o sistema de alimentação por turbobomba. Cada método possui suas vantagens e desafios específicos, que influenciam a escolha do sistema de acordo com os requisitos do motor e suas condições operacionais.

1. **Sistema de alimentação pressurizado por gás:** No método mais simples e comum de pressurização do tanque de oxidante, o oxidante é expulso por um gás pressurizante que é introduzido no tanque a uma pressão controlada, garantindo

uma descarga estável do oxidante. A simplicidade desse sistema de alimentação por gás pressurizado está diretamente ligada à sua alta confiabilidade. Normalmente, ele é composto por um tanque de alta pressão com o gás pressurizante, uma válvula de partida, um regulador de pressão, o tanque de propelente, válvulas de controle e linhas de alimentação. Dependendo das necessidades da missão, a complexidade do sistema pode aumentar com a adição de componentes como válvulas de retenção e manômetros. Em condições de ausência de gravidade, o tanque de propelente pode incluir dispositivos como pistões móveis, bexigas flexíveis ou telas de tensão superficial para assegurar o contato contínuo do oxidante com a saída do tanque.

2. **Sistema de alimentação por turbobomba:** Os propelentes são pressurizados por bombas acionadas por turbinas, que obtêm a energia necessária através da expansão de gases quentes. Esse sistema é especialmente indicado para aplicações que requerem alto empuxo e longos períodos de operação. No entanto, o sistema de turbobomba é mais complexo e envolve um grande número de componentes. Dependendo do gerenciamento dos gases de combustão, o sistema pode operar em ciclos de circuito aberto, onde os gases são liberados após uso, ou em ciclos fechados, onde os gases são reinjetados na câmara de combustão, aumentando a eficiência geral do motor.

A figura 28 apresenta o esquema do sistema de alimentação do motor proposto. O diagrama mostra as linhas de oxidante e demais elementos responsáveis por garantir o fluxo adequado para o motor durante os testes.

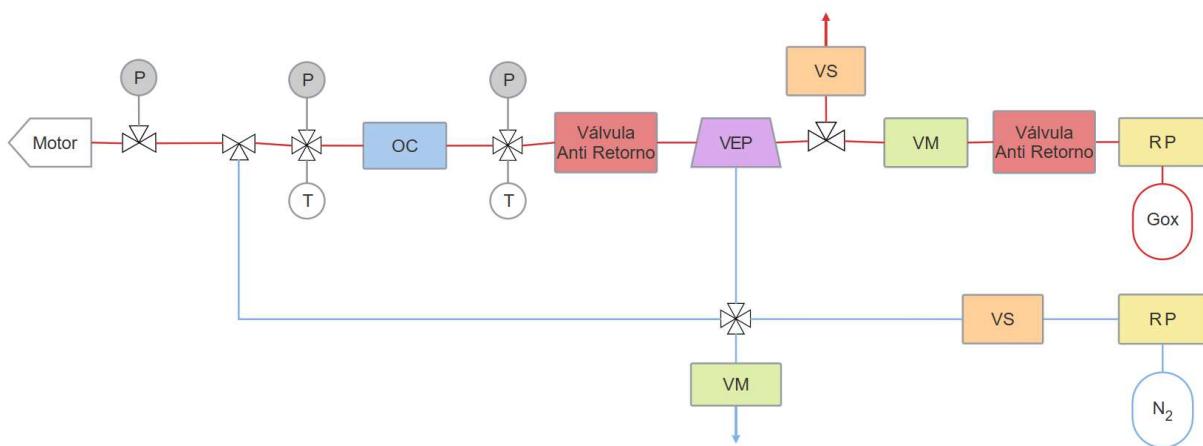


Figura 28 – Esquemático do sistema de alimentação do motor

Fonte: Autor

- Modos de Operação:
 - Alimentação: fluxo de oxidante do tanque de armazenamento para os injetores do motor.

Código	Descrição
RP	Regulador de Pressão
VM	Válvula Manual
VS	Válvula Solenoide
VEP	Válvula Eletropneumática
T	Transdutor de Temperatura
P	Transdutor de Pressão
OC	Orifício estrangulado
VAR	Válvula Anti-retorno

Tabela 5 – Componentes do Sistema de Alimentação

- Descarga: liberação total ou parcial do oxidante do sistema de alimentação.
- Purga (extinção de chama): injeção de nitrogênio para eliminação da chama.
- Segurança: Inclui diretrizes para a operação e o armazenamento seguro do sistema.
- Controle: O sistema pode ser operado de forma automática ou manual.
- Medições: Monitoramento de pressão e temperatura em cada modo de operação. A válvula de controle é caracterizada por medições precisas desses parâmetros, conforme ilustrado na figura 28.

3.3 Sistema de Ignição

O sistema de ignição é fundamental para o funcionamento seguro e eficiente do motor, pois qualquer falha no tempo de ignição pode gerar problemas sérios. Em motores de foguete líquidos, por exemplo, uma sequência de ignição mal ajustada pode introduzir uma proporção inadequada de combustível e oxidante na câmara de combustão, resultando em uma sobrepressão capaz de causar danos estruturais ou até explosão. Já os motores híbridos oferecem maior segurança nesse aspecto, pois a razão (O/F) é controlada apenas pelo fornecimento de oxidante líquido e, em geral, não envolvem combinações hipergólicas. No entanto, essa vantagem é acompanhada de desafios específicos, como a dificuldade de iniciar a combustão, devido à falta de mistura espontânea entre o combustível sólido e o oxidante.

Em ambos os motores líquidos e híbridos, a razão inicial O/F tende a ser inferior à razão ideal para a operação, influenciando a escolha do sistema de ignição. A seleção do design deve considerar a combinação de combustível e oxidante, evitando adicionar massa seca desnecessária ou complexidade ao sistema, e aproveitando ao máximo as substâncias já disponíveis a bordo.

Para os propelentes selecionados, é essencial garantir que uma mistura de combustível adequada se forme na câmara de combustão, pois apenas a introdução do oxidante não assegura a ignição. Essa é uma das principais dificuldades dos motores híbridos: apesar de sua segurança aumentada pela baixa probabilidade de combustão espontânea, é necessário fornecer uma fonte adicional de energia para garantir que o combustível sólido seja vaporizado e se misture eficientemente com o oxidante em fluxo.

1. **Ignição pirotécnica:** É provavelmente o método mais direto de ignição, tanto em termos de design quanto de operação. Ela funciona através de uma pequena carga que é ativada por uma corrente elétrica, que passa por um fio resistivo, elevando sua temperatura e iniciando a queima da carga. Materiais como pólvora negra são comumente utilizados para essa finalidade, semelhante ao mecanismo utilizado em fogos de artifício, e versões menores dessas cargas são facilmente encontradas no mercado.

Embora a ignição pirotécnica seja de uso único e não permita reinício, sua simplicidade a torna ideal para motores híbridos de pequena escala, onde uma carga pequena é suficiente para formar e inflamar a mistura de combustível e oxidante. Apesar de sua limitação quanto à repetição de ignições, esse tipo de ignição pode ser adaptado para motores maiores.

2. **Ignição Hipergólica:** Substâncias hipergólicas se inflamam automaticamente ao entrar em contato entre si e são amplamente utilizadas em motores de foguetes líquidos. Combinações típicas incluem dimetil-hidrazina assimétrica ou mono-metil hidrazina com tetróxido de nitrogênio. Quando empregadas como ignitores, essas substâncias garantem uma ignição altamente confiável. No entanto, seu uso adiciona complexidade ao sistema, exigindo tubulações e tanques extras, e aumenta o risco de ignição acidental caso os reagentes se misturem inadvertidamente. A toxicidade elevada desses compostos também diminui a segurança e eleva os custos de operação. Em alguns casos, uma câmara de pré-combustão é necessária para assegurar a mistura correta dos hipergólicos antes da ignição.
3. **Ignição Catalítica:** A ignição catalítica ocorre quando a energia liberada por uma reação catalisada é suficiente para iniciar a combustão. Certos propelentes, como o peróxido de hidrogênio, podem ser inflamados através desse processo, desde que um catalisador adequado esteja presente. Para que a ignição seja eficaz, é necessário posicionar um leito catalítico antes da câmara de combustão, garantindo a presença de uma quantidade suficiente de catalisador para promover a reação desejada.
4. **Ignição por Arco Elétrico:** Funciona ao aplicar uma voltagem que excede a tensão de ruptura entre dois eletrodos de alta tensão, criando um arco elétrico através do meio isolante. Quando os eletrodos são colocados próximos à superfície do grão de

combustível, o plasma gerado pelo arco aquece o combustível sólido, provocando sua ablação. Os gases liberados pelo combustível então se misturam com o oxidante, formando uma mistura inflamável, desde que haja uma quantidade suficiente de combustível gasoso presente. O plasma também age como uma faísca, iniciando a combustão da mistura de combustível e oxidante. Este método de ignição híbrida é vantajoso porque utiliza apenas substâncias já existentes no motor, sem necessidade de reagentes adicionais.

5. **Ignição por Tocha de Plasma:** Funciona ao aquecer um gás com energia elétrica, transformando-o em um fluxo de plasma de alta temperatura. Esse fluxo de plasma entra em contato com o grão de combustível sólido, causando sua ablação e gerando partículas de combustível gasoso que se misturam com o oxidante, formando uma mistura inflamável. O calor do plasma também atua como o iniciador da combustão, semelhante ao processo da ignição por arco elétrico. No interior da tocha de plasma, um arco elétrico é criado entre dois eletrodos — o cátodo e o ânodo —, e o gás de trabalho que passa através desse arco produz o jato de plasma necessário para iniciar a ignição.

O sistema de ignição selecionado para o motor utiliza o *rocket candy*, uma mistura de combustível sólido composta de açúcar e nitrato de potássio como oxidante. Este método é amplamente reconhecido por sua simplicidade, segurança e eficácia na ignição de motores híbridos. Quando aquecido, a mistura se decompõe rapidamente, liberando calor suficiente para iniciar a combustão do combustível principal, assegurando uma ignição confiável e controlada. A adoção deste sistema tem como objetivo simplificar o processo de ignição, reduzindo tanto a complexidade quanto os custos, sem comprometer a segurança e a eficiência do motor.

3.4 Normas de Segurança e Gestão de Riscos

O CPL (*Chemical Propulsion Laboratory*) da Faculdade de Ciências e Tecnologias em Engenharia (FCTE) possui ampla experiência em ensaios com sistemas propulsivos, contando com uma infraestrutura robusta e preparada para testes de grande porte. O laboratório oferece um ambiente seguro e controlado, garantindo a aquisição de dados essenciais para o desenvolvimento e a otimização de motores.

A segurança é prioridade, com protocolos rigorosos para minimizar riscos, proteger operadores e preservar as instalações. Testes de motores de foguete exigem medidas de proteção abrangentes para garantir a segurança das pessoas, do equipamento e do meio ambiente.



Figura 29 – Sistema computacional para controle e monitoramento em tempo real dos ensaios do CPL - UnB

A seguir, são apresentadas normas internacionais, regulamentos nacionais e melhores práticas para ensaios seguros, abordando gestão de riscos, infraestrutura, procedimentos operacionais e segurança de software e automação, de acordo com (POVOLNY, 1968; (NASA), 2016; Instituto Brasileiro do Meio Ambiente e dos Recursos Naturais Renováveis, 2021).

3.4.1 Gestão de Riscos e Normas Aplicáveis

1. Normas e Regulamentações

- Normas Internacionais (NASA)

NNASA NPR 8000.4A – Define diretrizes para análise e mitigação de riscos em sistemas espaciais antes da execução de testes.

NASA TM X-52404 – Estabelece práticas seguras para testes de motores, incluindo requisitos estruturais, controle de ignição e mitigação de falhas.

- Normas Brasileiras

NBR 14.605 – Regula o armazenamento seguro de combustíveis líquidos, reduzindo riscos de incêndios e explosões.

NBR 17.505 – Define procedimentos para transporte e manuseio seguro de oxidantes e propelentes, evitando derramamentos e contaminações.

NBR 10.004 – Classifica resíduos sólidos e regulamenta seu descarte adequado, prevenindo impactos ambientais.

Lei 9.605/98 – Estabelece penalidades para danos ambientais e exige práticas seguras para evitar poluição do solo e do ar.

Lei 14.944/2024 – Determina diretrizes para prevenção e combate a incêndios, exigindo sistemas corta-fogo e medidas de mitigação térmica.

2. Identificação e Mitigação de Riscos

A segurança dos testes é baseada na gestão contínua de riscos, incluindo:

- Monitoramento de pressão e temperatura para prevenir falhas estruturais.
- Válvulas de alívio e despressurização controlada para evitar sobrepressurização.
- Sensores de vazamento e dutos de evacuação rápida para gases perigosos.
- Sistemas redundantes de desligamento de emergência para minimizar falhas críticas.

3.4.2 Infraestrutura de Bancadas de Teste

A bancada de testes deve estar em área isolada, assegurando distanciamento seguro e eficiência operacional, incluindo:

- Controle de acesso com um perímetro de segurança temporário durante os testes.
- Monitoramento estrutural com sensores de vibração e pressão para evitar falhas.
- Sistemas de supressão de incêndio adaptados ao tipo de propelente utilizado.
- Rotas de evacuação bem definidas para garantir resposta rápida em emergências.

Para motores que utilizam oxidantes líquidos ou gasosos, são adotadas medidas adicionais de segurança.

- Barragens de contenção para evitar derramamentos.
- Ventilação forçada para prevenir o acúmulo de gases inflamáveis.

3.4.3 Procedimentos Operacionais para Testes

- Testes preliminares com gases inertes para verificar a integridade dos sistemas antes do uso de propelentes reais.
- Inspeções estruturais para avaliar a bancada e os sistemas pressurizados antes do acionamento.
- Treinamentos de segurança para capacitar a equipe a atuar em emergências.
- Redução da exposição ao risco com operações críticas conduzidas remotamente.
- Testes de fluxo frio para analisar a vazão e o comportamento do fluido antes do uso de combustíveis reais.

- Avaliação de vedação de válvulas para detectar vazamentos e garantir operação segura.
- Medição do tempo de resposta para verificar o intervalo entre acionamento e atuação da válvula.
- Ensaios de resistência mecânica para garantir robustez estrutural.
- Repetibilidade dos testes para verificar a consistência entre diferentes ensaios.

3.4.4 Automação e Segurança de Software

- Monitoramento contínuo de parâmetros críticos, como pressão, temperatura e vibração.
- Timers e verificações automáticas para evitar acionamentos acidentais.
- Sistemas de corte automático em caso de falha detectada.
- Protocolos redundantes de desligamento de emergência para minimizar riscos.

3.5 Instrumentação e Aquisição de Dados

O sistema eletrônico da bancada de testes tem como principal função monitorar, registrar e processar os dados gerados durante os ensaios do motor de foguete híbrido. A instrumentação desempenha um papel fundamental na precisão das medições de empuxo, permitindo uma análise detalhada do desempenho do motor e da resposta estrutural da bancada.

A bancada foi projetada para operar de forma autônoma e segura, possibilitando testes no motor mesmo na ausência do sistema de aquisição de dados. No entanto, a integração de sensores e sistemas eletrônicos aperfeiçoa significativamente a qualidade das medições, viabilizando ajustes no design e a otimização do motor com base em dados mais precisos e confiáveis.

3.5.1 Célula de carga

A medição do empuxo gerado pelo motor é realizada por uma célula de carga, que converte a força aplicada em um sinal elétrico proporcional à deformação do material. Com o uso de um sensor piezoelétrico, a taxa de aquisição de dados pode alcançar 2^{13} amostras por segundo, possibilitando medições de altíssima resolução e resposta dinâmica

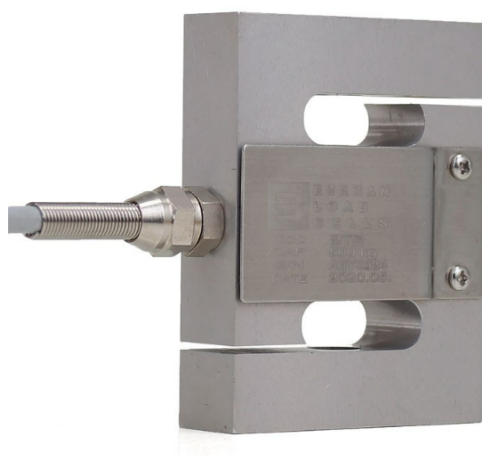


Figura 30 – Célula de carga tipo S BTSI de 50 kg

Fonte: ([Weightech, 2025](#))

refinada. Sem o sensor piezoelétrico, a taxa de amostragem é de aproximadamente 200 amostras por segundo, ainda suficiente para análises precisas em diversas aplicações.

A célula de carga de 50 kg apresentada na figura 30 foi projetada para medições de peso em aplicações industriais. Fabricada em liga de aço, combina resistência, confiabilidade e precisão, com classe de exatidão de 0,03 e sensibilidade de $2,0 \text{ mV/V} \pm 0,003$, facilitando a integração com sistemas de aquisição de dados.

Opera de forma confiável em temperaturas de -30°C a $+70^{\circ}\text{C}$, com faixa nominal de -10°C a $+40^{\circ}\text{C}$, e possui proteção IP65, garantindo resistência à poeira e respingos de água. Suporta cargas seguras de até 150% da capacidade nominal e cargas de ruptura de até 200%, oferecendo ampla margem de segurança.

Apresenta alta resistência de isolamento ($\geq 5000 \text{ M}\Omega$), assegurando estabilidade elétrica, e é fornecida com cabo de 4 fios (5 metros, 5 mm de diâmetro), permitindo instalação flexível. Requer alimentação de 5 a 12 VDC, compatível com diversos sistemas industriais.

3.5.2 Termopares

De acordo com ([HUFF, 1969](#)), um termopar é um dispositivo de medição de temperatura composto pela junção de dois materiais condutores distintos, que gera uma força eletromotriz proporcional à diferença de temperatura entre a junção quente (ponto de medição) e a junção fria (ponto de referência).

A medição da temperatura na parede interna do motor, por onde passam gases quentes, é fundamental para garantir um funcionamento seguro e eficiente. Essa temperatura atua como um indicador crítico, pois valores excessivos podem causar danos



Figura 31 – Sensor termopar modelo Omega KMQXL-062-18

Fonte: (OMEGA, 2023)

estruturais ou até a falha completa do motor. Compreender o comportamento térmico nessa região permite aos engenheiros projetar motores capazes de resistir a condições extremas sem comprometer a integridade da estrutura.

O termopar Omega KMQXL-062-18 é um sensor de alta precisão e durabilidade, ideal para medições repetidas em ambientes industriais severos. Com revestimento em Super OMEGACLAD™ XL — uma liga especial de níquel, cromo e alumínio — oferece alta resistência à corrosão, oxidação e desgaste térmico, suportando temperaturas de até 1335°C. Apresenta tempo de resposta rápido de 0,55 segundos, diâmetro de 0,062 polegadas para medições em espaços reduzidos e comprimento de 18 polegadas, garantindo maior alcance. O tipo K assegura versatilidade e estabilidade em medições de alta temperatura, com limite de erro de $\pm 2,2^\circ\text{C}$ ou 0,75% da leitura (o que for maior), tornando-o uma opção robusta, precisa e reutilizável.

3.5.3 Sensores de Pressão

Os sensores de pressão são dispositivos essenciais em aplicações industriais, pois monitoram e medem a pressão de gases ou líquidos em sistemas hidráulicos, pneumáticos e de processo. Eles convertem a pressão física em sinais elétricos que podem ser analisados e controlados, garantindo a operação segura e eficiente de diversos equipamentos. A medição precisa da pressão é fundamental para prevenir falhas, otimizar o desempenho e manter a integridade dos sistemas industriais.

O transmissor de pressão Danfoss MBS 1750 é um sensor robusto e confiável, projetado para aplicações industriais que exigem medições precisas de pressão. Com uma faixa de medição de 0 a 60 bar (0 a 870 psi), é ideal para monitorar pressões em sistemas



Figura 32 – Transmissor de pressão MBS 1750

Fonte: (Danfoss, 2025)

hidráulicos, pneumáticos e outros processos industriais.

Oferece saída de corrente de 4 a 20 mA, garantindo compatibilidade com a maioria dos sistemas de aquisição de dados. A conexão de pressão é feita por meio de rosca G 1/4, conforme a norma DIN 3852-E, enquanto a conexão elétrica segue o padrão EN 175301-803-A. O sensor apresenta precisão típica de $\pm 0,5\%$ do fundo de escala e um tempo de resposta máximo de 4 ms, assegurando medições rápidas e precisas.

3.5.4 Amplificação do Sinal

Para aumentar a precisão na leitura dos dados, a célula de carga pode ser conectada a uma Ponte de Wheatstone, um circuito que aprimora a sensibilidade da medição ao converter pequenas variações de resistência, resultantes da deformação do sensor, em um sinal elétrico mensurável. No entanto, como a saída da célula de carga está na faixa de milivolts (mV), é necessário um amplificador de sinal antes da conversão para digital. Esse amplificador tem a função de aumentar a amplitude do sinal, tornando-o adequado para processamento posterior.

Além de melhorar a sensibilidade do sistema, a amplificação também minimiza interferências e ruídos, garantindo medições mais estáveis e precisas. A escolha do amplificador deve levar em conta fatores como ganho ajustável, compatibilidade com sistemas de aquisição de dados e integração com microcontroladores ou outros dispositivos de processamento.

Para aprimorar ainda mais a estabilidade da leitura, o sinal amplificado pode

ser processado por filtros eletrônicos ou digitais, como filtros passa-baixa, que eliminam ruídos de alta frequência, ou filtros de Kalman, que suavizam o sinal e reduzem flutuações indesejadas. A combinação desses elementos garante medições mais confiáveis e fiéis às forças aplicadas na célula de carga.

Após a amplificação, o sinal analógico gerado pela célula de carga precisa ser convertido para um formato digital para que possa ser processado por um microcontrolador ou sistema de aquisição de dados. Para isso, é necessário um conversor analógico-digital (ADC) capaz de transformar a variação de tensão em valores discretos que podem ser analisados e armazenados.

3.5.5 Sistema de Aquisição de Dados (DAS - *Data Acquisition System*)

O sistema de aquisição de dados (DAS) é responsável por registrar e processar as medições durante os testes do motor, garantindo que os dados coletados sejam precisos e representem a variação do empuxo ao longo do tempo. Para isso, ele deve atender a requisitos essenciais, como taxa de amostragem adequada, para capturar variações rápidas; alta resolução, para detectar pequenas mudanças de força; e capacidade eficiente de armazenamento e transmissão, evitando perdas de informações.

Dois dispositivos relevantes nesse contexto são o ADS2002 e o NI 9901 da National Instruments (NI), cada um com características específicas para diferentes aplicações.



Figura 33 – ADS 2002IP-B-5 da Lynx Technology

Fonte: (Lynx Tecnologia Eletrônica, 2025)

O ADS2002 da figura 33 é um osciloscópio digital de alta performance, projetado para medições transitórias e rápidas de sinais elétricos. Ideal para analisar variações de alta

frequência, como as geradas durante o acionamento de válvulas e a ignição de motores de foguete, ele oferece uma taxa de amostragem de até 2 GSa/s, permitindo capturar eventos transitórios com extrema precisão. Possui largura de banda de 70 MHz, memória de até 40 Mpts e profundidade de captura que garante análises detalhadas. O tempo de subida rápido de ≤ 5 ns assegura a detecção de variações sutis em sinais de alta frequência.

O ADS2002 conecta-se ao computador via USB e possui display LCD de 8 polegadas, proporcionando uma interface intuitiva e clara para análises em tempo real. Além disso, oferece suporte a modos de disparo avançados, como disparo de borda, largura de pulso e vídeo, e inclui recursos como medição automática de 32 parâmetros e análise matemática de formas de onda. Esses recursos tornam o ADS2002 uma solução prática e autônoma para análises rápidas e detalhadas de sinais elétricos, especialmente em ambientes de testes dinâmicos.

Já o NI 9901, apresentado na figura 34, integrado aos sistemas DAQ da National Instruments, é ideal para ambientes de teste complexos que demandam medições contínuas e de alta precisão. Ele realiza a conversão e o registro de dados por meio de conexões USB ou Ethernet, operando em conjunto com o LabVIEW, software amplamente utilizado em engenharia. O LabVIEW destaca-se por sua interface gráfica intuitiva baseada em blocos, que simplifica o desenvolvimento de aplicações complexas e permite a personalização do sistema de aquisição de dados de acordo com as necessidades específicas do experimento. Essa integração garante flexibilidade, automação e confiabilidade na coleta e análise de dados, tornando o NI 9901 uma solução eficiente para testes avançados.

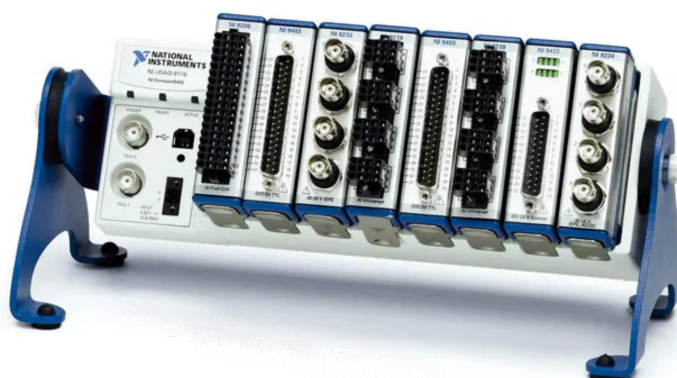


Figura 34 – Suporte para módulos NI 9901

Fonte: (National Instruments, 2025)

Além disso, o sistema DAQ da NI é composto por módulos modulares acoplados a um chassis, formando um ambiente robusto e expansível para aquisição e controle de dados. Esses módulos garantem alta precisão e confiabilidade, tornando-se ideais para monitoramento de sensores de pressão, temperatura e fluxo — parâmetros críticos em

testes de motores de foguete.

Enquanto o ADS2002 se sobressai em análises rápidas e detalhadas de sinais elétricos de alta frequência, o NI 9901 e outros sistemas DAQ da NI oferecem maior estabilidade e precisão em medições contínuas. Sua principal vantagem é a flexibilidade e capacidade de integração com o LabVIEW, permitindo automação e personalização dos testes. Além disso, a natureza modular dos sistemas DAQ possibilita a adição de novos módulos para diferentes medições sem a necessidade de substituir o equipamento principal — uma característica particularmente valiosa em projetos de engenharia, como o desenvolvimento de bancadas de teste para motores de foguete, onde é essencial monitorar múltiplos parâmetros simultaneamente.

A seguir, apresentados na tabela 6, são descritos os módulos específicos empregados nos experimentos do CPL, ressaltando suas funções.

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 o 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 temperatura de alta densidade projetado para sistemas com grandes quantidades de canais. Com este 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 6 – Descrição dos módulos e suas funções.

4 Resultados e Análise

Nesta seção, são apresentados os avanços obtidos no desenvolvimento do motor de foguete, incluindo a modelagem CAD e a análise estrutural da bancada de testes.

4.1 Modelagem CAD da Bancada

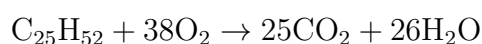
4.1.1 Concepção Inicial do Motor

O novo motor híbrido em desenvolvimento, que utiliza parafina e oxigênio gasoso (GOX) como propelentes, foi projetado com o objetivo de complementar o aparato experimental do Laboratório de Propulsão Química (CPL) da Universidade de Brasília, que atualmente conta com o motor de 1 kN que utiliza parafina e óxido nitroso como par propelente. Para garantir compatibilidade e facilitar comparações experimentais, mantivemos parâmetros-chave do motor anterior, como o diâmetro e o comprimento da câmara de combustão, enquanto o restante do design foi ajustado para atender às novas premissas, incluindo os propelentes escolhidos, o empuxo de 250 N e outros requisitos de desempenho.

Essa abordagem permite otimizar recursos, reduzir custos e integrar o novo motor à infraestrutura já existente, como os sistemas de monitoramento por vídeo câmeras e sistema de aquisição de dados. Além de facilitar a validação dos testes, essa compatibilidade promove um desenvolvimento mais eficiente e seguro, contribuindo significativamente para o avanço das pesquisas em propulsão híbrida na Universidade de Brasília.

A parafina, uma mistura de hidrocarbonetos saturados, é geralmente definida pela fórmula C_nH_{2n+2} ; entretanto, para aplicações práticas em foguetes híbridos, utiliza-se uma fórmula simplificada, como $C_{25}H_{52}$, que corresponde a uma n-parafina com 25 átomos de carbono em sua cadeia. Essa simplificação permite cálculos precisos de parâmetros como a quantidade de oxigênio necessária para a queima completa, a temperatura de combustão e a composição dos gases de exaustão.

A razão de mistura (O/F), que determina a proporção de oxidante necessária para a queima completa do combustível, é essencial para avaliar a eficiência de combustão. Para a parafina, a reação de combustão completa com oxigênio é:



Nesta reação, 1 mol de parafina ($C_{25}H_{52}$) requer 38 mols de oxigênio (O_2) para sua combustão completa. A razão de mistura estequiométrica é calculada utilizando as

massas molares de 352 g/mol para a parafina e 32 g/mol para o oxigênio, determinando assim, a razão combustível/oxidante ($O/F \approx 3,45$).

Este valor representa a quantidade mínima de oxidante necessária para a queima total do combustível.

Para o projeto do motor de foguete, o empuxo foi definido em 250 N, que é o principal parâmetro de desempenho. O impulso específico (I_{sp}) foi estimado em 230 segundos para o par de propelentes composto por parafina e oxigênio gasoso.

O valor de I_{sp} é calculado teoricamente usando propriedades dos gases de combustão, como a temperatura (cerca de 2800 K), a razão dos calores específicos ($\gamma \approx 1,2$) e a constante dos gases ($R \approx 300 \text{ J/kg} \cdot \text{K}$). O software *Chemical Equilibrium Applications* (CEA) da NASA simulam essas condições para determinar o I_{sp} , que deve ser posteriormente validado por testes em bancada.

A vazão mássica total de propelente necessária para gerar o empuxo desejado em termos do impulso específico é calculada pela fórmula:

$$F = \dot{m}_p I_{sp} g_0 \quad (4.1)$$

Rearranjando a fórmula, encontra-se a vazão mássica de propelente ($\dot{m}_{prop} = 0,11 \text{ kg/s}$) e com a razão de mistura O/F definida, calculamos a vazão mássica de oxidante:

$$\dot{m}_{ox} = \frac{O/F}{1 + O/F} \dot{m}_p \quad (4.2)$$

Ajustando a razão O/F para 3,5 como uma aproximação prática para refletir as condições reais de operação, encontra-se a vazão mássica de oxidante ($\dot{m}_{ox} = 0,086 \text{ kg/s}$). À vista disso, subtraindo a vazão mássica de oxidante da vazão mássica total do propelente, a vazão mássica de combustível é encontrada ($\dot{m}_f = 0,024 \text{ kg/s}$).

A tubeira converte a energia térmica dos gases de combustão em energia cinética, gerando o empuxo necessário para a propulsão do foguete. A área da garganta da tubeira, onde o fluxo atinge a velocidade sônica, é calculada pela equação de escoamento compressível, que determina a área mínima para otimizar a expansão dos gases e maximizar o empuxo:

$$A_t = \frac{\dot{m}_{prop}}{P_c} \left(\frac{\sqrt{\gamma R T}}{\gamma \sqrt{\left[\frac{2}{\gamma+1} \right]^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}} \right) \quad (4.3)$$

Após o cálculo, obtém-se a área da tubeira ($A_t = 7,7 \times 10^{-5} \text{ m}^2$), considerando uma pressão de 20 bar e uma temperatura de 2800 K. Em sequência, obtém-se o diâmetro da garganta ($d_t = 9,9 \text{ mm}$) pela equação 4.4:

$$d_t = \sqrt{\frac{4 A_t}{\pi}} \quad (4.4)$$

A área de saída da tubeira (A_e) é determinada pela razão de expansão (ε), que é a razão entre a área de saída e a área da garganta:

$$\varepsilon = \frac{A_e}{A_t} \quad (4.5)$$

A razão de expansão definida para testes atmosféricos foi de 4, portanto encontra-se a área de saída ($A_e = 3,08 \times 10^{-4} m^2$). A área de saída é um círculo, então o diâmetro de saída é encontrado ($d_e = 19,8 mm$) utilizando a equação 4.4.

Após os cálculos e a revisão bibliográfica, desenvolvemos uma concepção preliminar do motor, fundamentada em princípios teóricos da propulsão. Todas as modelagens CAD foram desenvolvidas no software de modelagem CATIA V5R20 (Todos os *draftings* se encontram nos Anexos)

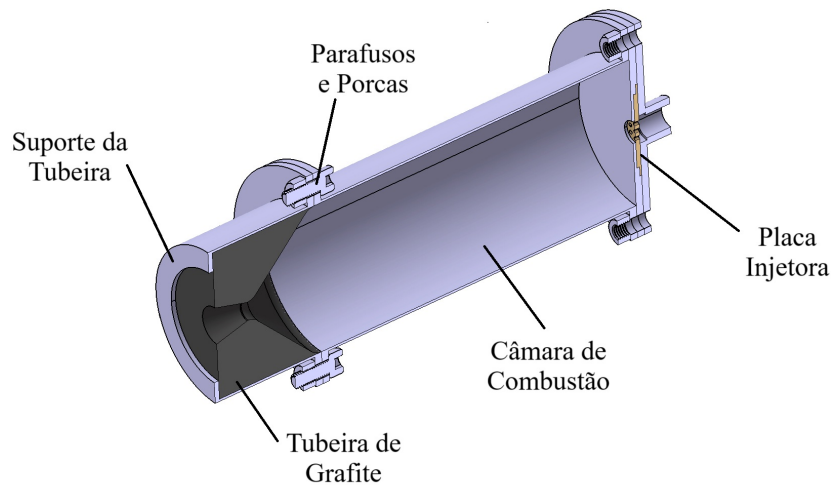


Figura 35 – Vista com corte do motor

Fonte: Autor

O injetor adotado para o motor será do tipo shower head, caracterizado por uma série de pequenos orifícios estrategicamente distribuídos para garantir a dispersão uniforme do oxidante na câmara de combustão. Embora seja um dos designs mais simples, ele proporciona uma atomização eficiente, favorecendo a mistura com o combustível e resultando em uma combustão uniforme e otimizada. Além disso, a placa do injetor é removível, permitindo a substituição por outros modelos para a realização de testes comparativos.

A tubeira será fabricada em grafite, material que oferece alta resistência térmica e capacidade de suportar as elevadas temperaturas e pressões geradas durante a combustão.

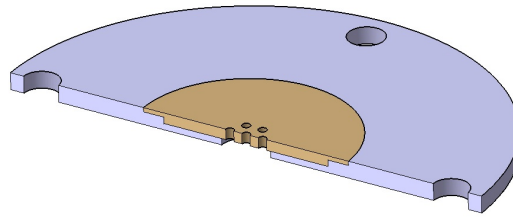


Figura 36 – Vista com corte da placa injetora

Fonte: Autor

Para garantir uma fixação segura, será montada em um suporte com flange, permitindo sua ancoragem firme à estrutura do motor. Esse sistema de fixação facilita a remoção e substituição da tubeira, possibilitando testes com diferentes configurações, além de assegurar a integridade do conjunto durante os ensaios. A geometria adotada é cônica, com um ângulo de meia abertura de 15 graus, conforme (HUZEL; HUANG, 1992), que afirma: "O bocal cônico com um ângulo divergente de 15° se tornou quase um padrão, pois representa um bom compromisso entre peso, comprimento e desempenho." Com base nesse valor, a geometria foi gerada no RPA.

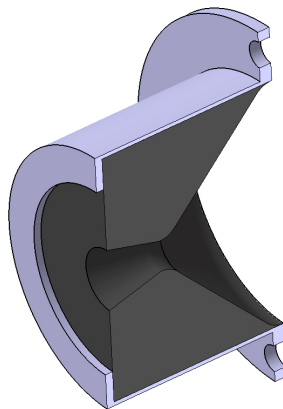


Figura 37 – Vista com corte da a tubeira e do seu suporte

Fonte: Autor

Optou-se por uma estrutura treliçada devido à sua alta relação resistência/peso, garantindo suporte às forças dos ensaios sem comprometer a integridade do sistema. Além disso, sua distribuição eficiente de cargas reduz deformações e assegura a contenção segura do motor em operação. Para validar o projeto, cálculos numéricos foram realizados para confirmar sua resistência e segurança durante os testes.

A placa será fixada ao motor por meio de quatro barras roscadas de aço carbono

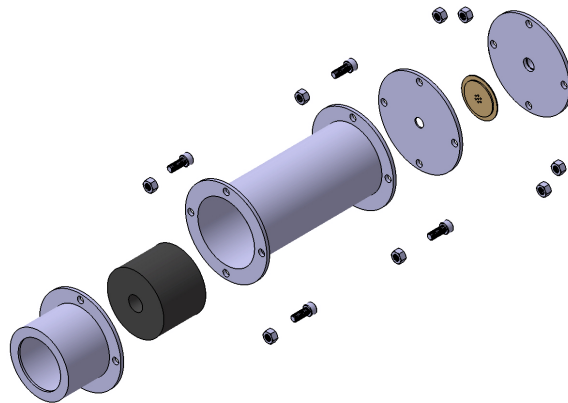


Figura 38 – Vista explodida do motor

Fonte: Autor

M8, garantindo um espaçamento adequado para a passagem do duto de aço do oxidante. Essa configuração evita interferências com a célula de carga, que deve permanecer centralizada para assegurar a medição precisa da carga axial, como mostra a figura 39.

Uma célula de carga é acoplada diretamente à estrutura de 150×150×10 milímetros, permitindo medições precisas de empuxo e outras forças envolvidas. Essa estrutura foi dimensionada para evitar deformações excessivas, garantindo a estabilidade para leituras mais precisas.

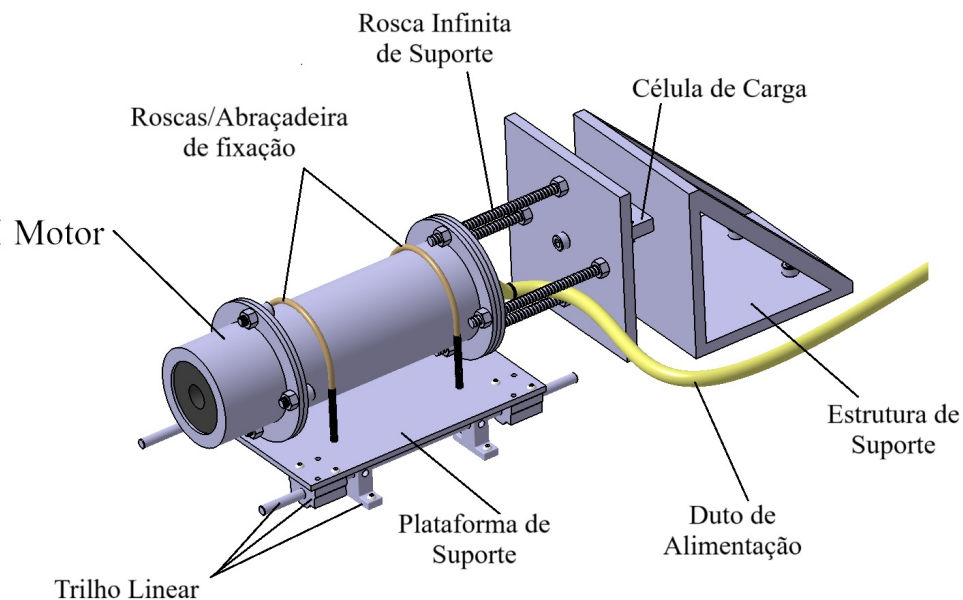


Figura 39 – Vista Isométrica do motor e a estrutura para medição do empuxo

Fonte: Autor

A base da bancada de testes é uma mesa retangular de aço com meio metro de largura, 1 metro de comprimento e 1 metro de altura, incluindo as rodas. A mesa é equi-

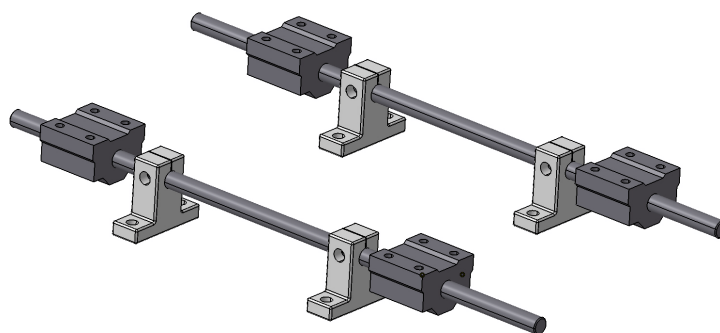


Figura 40 – Vista Isométrica dos trilhos lineares

Fonte: Autor

pada com quatro rodas giratórias com travas, permitindo mobilidade quando necessário e garantindo estabilidade ao impedir o movimento durante os testes. Na lateral da mesa, há um painel de grades ideal para a montagem do sistema de alimentação. Os tubos serão instalados nesse painel com suportes, criando um espaçamento que permite a abertura e o fechamento das válvulas manuais e facilita o acesso e organização do sistema. A mesa de testes se encontra no Laboratório de Propulsão Química (CPL) da FCTE e o CAD da mesa está ilustrado na Figura 41.

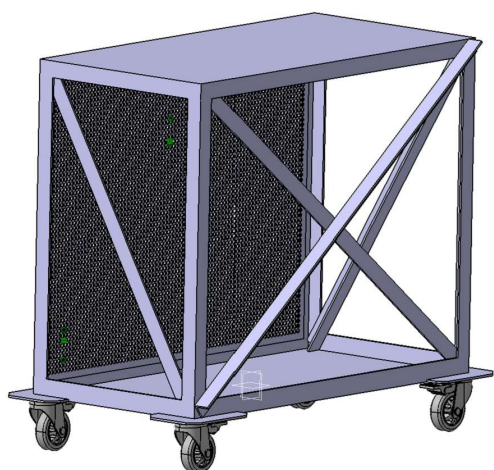


Figura 41 – Mesa da bancada de testes: Modelo CAD e Protótipo Real

Fonte: Autor

As imagens 42 e 43 apresentam o sistema integrado completo da bancada de testes e o motor, incluindo sistema de alimentação de oxidante e de pressurização de válvulas e da purga do motor. Nelas, é possível observar o motor e os suportes fixados ao carrinho, bem como as tubulações de alimentação montadas na lateral. Esse conjunto representa a configuração final projetada para a realização dos ensaios.

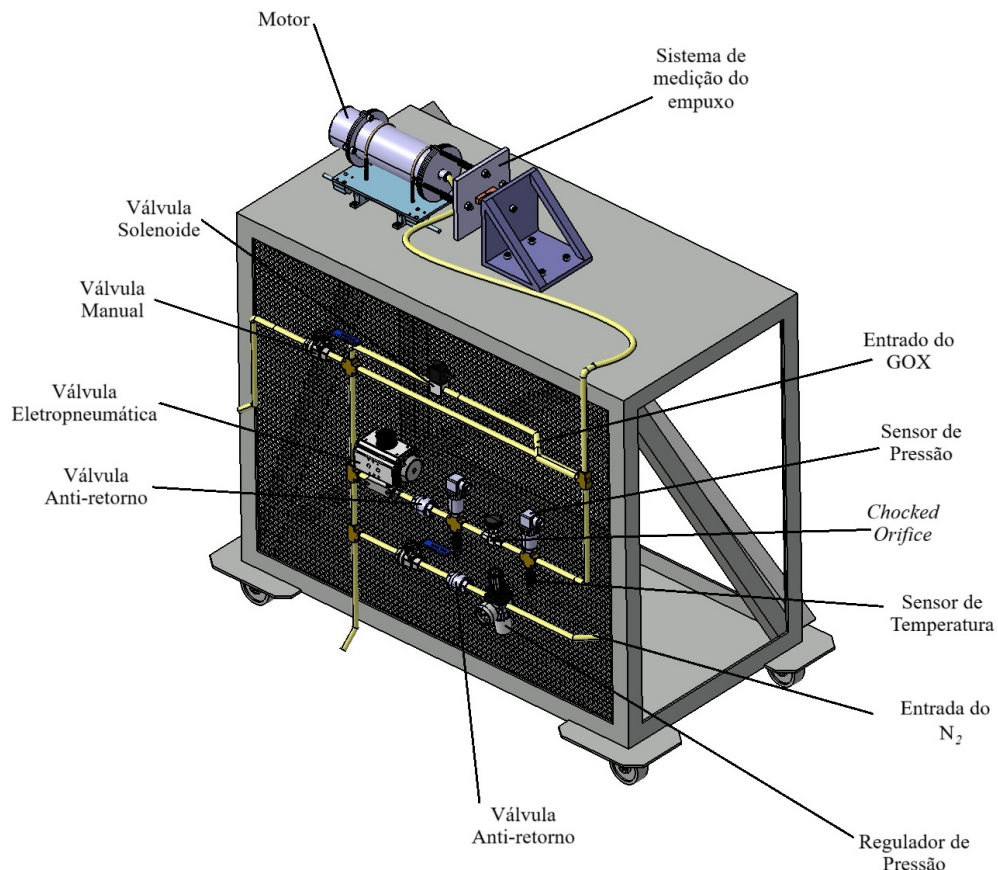


Figura 42 – Vista Isométrica da bancada de testes completa

Fonte: Autor

4.1.2 Seleção de Materiais

A escolha dos materiais para os componentes do sistema de teste foi guiada por três fatores essenciais: resistência mecânica, compatibilidade com os propelentes, especialmente o oxidante, e relação custo-benefício. Dado o caráter exploratório deste projeto, a adoção de materiais exóticos ou de alto custo não se justifica, priorizando-se soluções acessíveis e eficientes.

A seguir, detalham-se os materiais selecionados para os principais componentes da bancada de testes:

- **Câmara de Combustão:** A câmara de combustão será fabricada em aço inoxidável 304 ou 316, devido à sua elevada resistência mecânica e excelente proteção contra corrosão em atmosferas de alta temperatura ricas em oxigênio. O aço inoxidável 304 é amplamente utilizado por sua boa resistência térmica e mecânica, enquanto o aço inoxidável 316, enriquecido com molibdênio, oferece maior resistência à corrosão, sendo mais indicado para ambientes mais agressivos. Ambos os materiais garantem a durabilidade necessária para os ciclos de teste previstos.

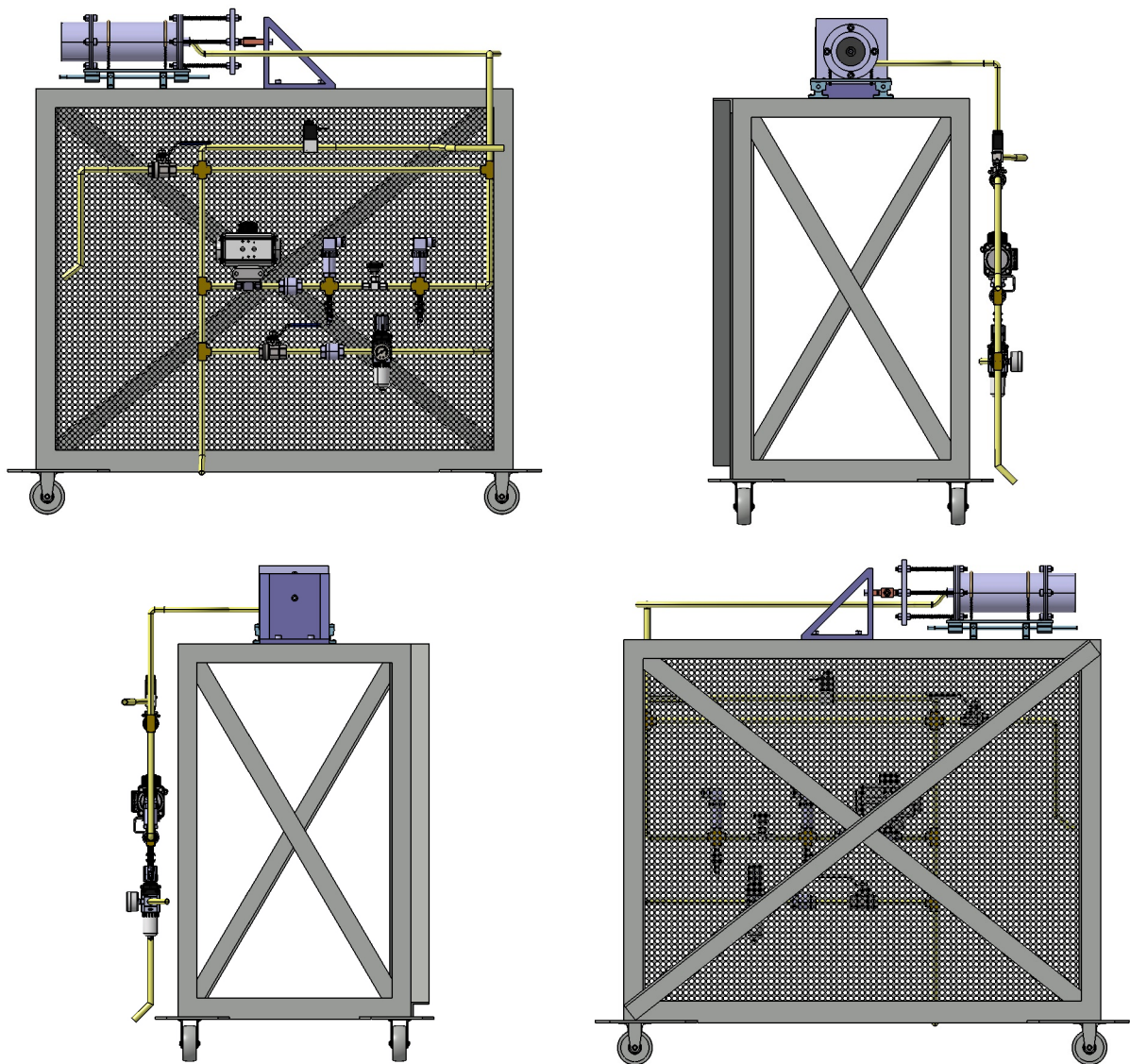


Figura 43 – Vistas laterais e frontais da bancada de testes

Fonte: Autor

- Placa Injetora: A placa injetora, responsável pelo controle e direcionamento do fluxo de oxidante (GOX) para a câmara de combustão, será confeccionada em latão. Esse material foi escolhido por sua excelente usinabilidade, resistência à corrosão e alta condutividade térmica, características essenciais para assegurar o desempenho confiável do injetor.
- Tubeira: A tubeira será construída em grafite, um material reconhecido por sua excepcional resistência a altas temperaturas e baixa taxa de erosão. No ambiente extremo da tubeira, onde os gases de combustão atingem velocidades supersônicas e temperaturas elevadas, o grafite se destaca por sua resistência ao desgaste e à oxidação.

- **Proteção da parede do motor:** Para proteger as superfícies internas da câmara de combustão, será utilizado EPDM (Etileno-Propileno-Dieno-Monômero). O EPDM é um elastômero altamente resistente a altas temperaturas, intempéries e agentes químicos. Além de atuar como suporte estrutural para o grão de parafina, esse revestimento proporciona isolamento térmico à parede metálica do motor.
- **Linha de Alimentação:** As linhas de alimentação de GOX e nitrogênio para purga serão fabricadas em aço inoxidável, garantindo resistência à corrosão, compatibilidade com gases sob alta pressão e elevada integridade mecânica. Esse material minimiza riscos de vazamento e falhas, assegurando confiabilidade e segurança durante os testes.

Além dos componentes do motor, a estrutura de suporte e condução dos testes requer materiais robustos para garantir estabilidade, precisão e segurança durante as operações. Para isso, foram selecionados os seguintes materiais:

- **Mesa de Testes:** A mesa de aço SAE 1020 já existente será utilizada para a montagem do sistema, oferecendo resistência mecânica e estabilidade estrutural durante os ensaios.
- **Placa de Suporte do Injetor:** Aço Inoxidável 304 ou 316, garantindo alta resistência para suportar as cargas geradas no sistema e proteção contra corrosão.
- **Trilho Linear:** Alumínio, devido à sua leveza e resistência à corrosão, proporcionando um deslizamento suave e preciso dos componentes ajustáveis.
- **Duto de Alimentação:** Mangueira flexível de malha de aço, garantindo flexibilidade e resistência mecânica para a condução segura de gases sob alta pressão.

A seguir, são apresentadas duas tabelas com as propriedades mecânicas do aço carbono e do aço inoxidável, extraídas do ANSYS, utilizadas na simulação numérica.

4.2 Análise Estrutural da Bancada

Para assegurar a integridade estrutural e a confiabilidade da bancada de testes, foi conduzida uma análise utilizando a versão estudantil do ANSYS 2024 R2 (Static Structural), que emprega o Método dos Elementos Finitos (MEF) para prever o comportamento estrutural sob carga. Esse estudo teve como propósito avaliar a distribuição de tensões, as deformações resultantes e os fatores de segurança nos componentes críticos da estrutura, considerando as cargas atuantes durante os ensaios.

Propriedade	Valor
Densidade	$7.85 \times 10^{-6} \text{ kg/mm}^3$
Elasticidade Isotrópica	
Módulo de Young	$2.124 \times 10^5 \text{ MPa}$
Razão de Poisson	0.2900
Módulo de Bulk	$1.6857 \times 10^5 \text{ MPa}$
Módulo de Cisalhamento	82326 MPa
Coeficiente Secante Isotrópico de Expansão Térmica	$1.143 \times 10^{-5} \text{ 1/}^\circ\text{C}$
Resistência Última à Tração	393.00 MPa
Resistência ao Escoamento	293.50 MPa

Tabela 7 – Propriedades do Aço Carbono 1020

Fonte: ANSYS

Propriedade	Valor
Densidade	$7.969 \times 10^{-6} \text{ kg/mm}^3$
Elasticidade Isotrópica	
Módulo de Young	$1.95 \times 10^5 \text{ MPa}$
Razão de Poisson	0.2700
Módulo de Bulk	$1.413 \times 10^5 \text{ MPa}$
Módulo de Cisalhamento	76772 MPa
Coeficiente Secante Isotrópico de Expansão Térmica	$1.61 \times 10^{-5} \text{ 1/}^\circ\text{C}$
Resistência Última à Tração	565.10 MPa
Resistência ao Escoamento	252.10 MPa

Tabela 8 – Propriedades do Aço Inoxidável AISI 316

Fonte: ANSYS

Devido à limitação no número de elementos da malha, a análise foi conduzida em duas etapas. Primeiramente, foi examinada isoladamente a placa de suporte da célula de carga, permitindo uma malha mais refinada e resultados mais precisos nessa região crítica. Em seguida, foi realizada a análise da integração entre a mesa e a placa de suporte, garantindo uma avaliação global da estrutura sem comprometer a qualidade da discretização.

Os resultados obtidos foram essenciais para validar o dimensionamento da bancada e garantir que os componentes suportem as forças envolvidas nos testes, minimizando riscos de falha estrutural e assegurando medições confiáveis.

O material utilizado em todos os casos foi o aço carbono, cujas propriedades estão listadas na tabela 7.

4.2.1 Definição das Condições de Contorno e Cargas Aplicadas

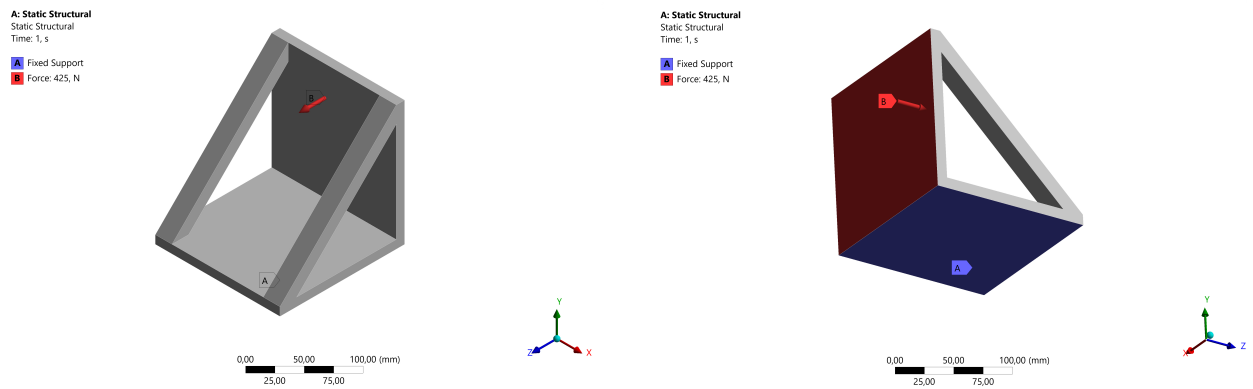


Figura 44 – Condições de contorno na estrutura para o caso 1

Fonte: Autor

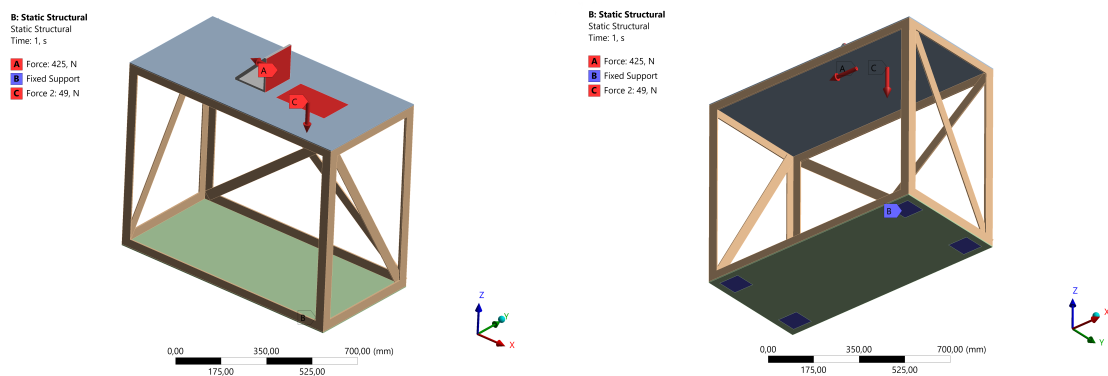


Figura 45 – Condições de contorno na estrutura do caso 2

Fonte: Autor

No Caso 1, em que a estrutura está isolada (figura 44), foi aplicada apenas a condição de contorno de força na face onde a carga será exercida e medida pela célula de carga. Foi aplicada uma força de 425 N, correspondente à força de empuxo de 250 N, considerando um fator de segurança de 1,7 para todos os casos. Além disso, um suporte fixo foi incluído para representar a fixação da estrutura à mesa, como ilustrado na figura 44:

No Caso 2 (figura 45), em que há a integração entre a estrutura e a mesa, foram aplicadas as mesmas condições de contorno de força na face onde a carga de 425 N será exercida, valor correspondente à força de empuxo de 250 N, considerando um fator de segurança de 1,7. A conexão entre a mesa e a estrutura foi feita automaticamente. Além disso, quatro suportes fixos foram adicionados na área onde estão as rodas, e o peso do motor, da placa e dos trilhos foi incluído na superfície da mesa, estimado em aproximadamente 5 kg no CATIA.

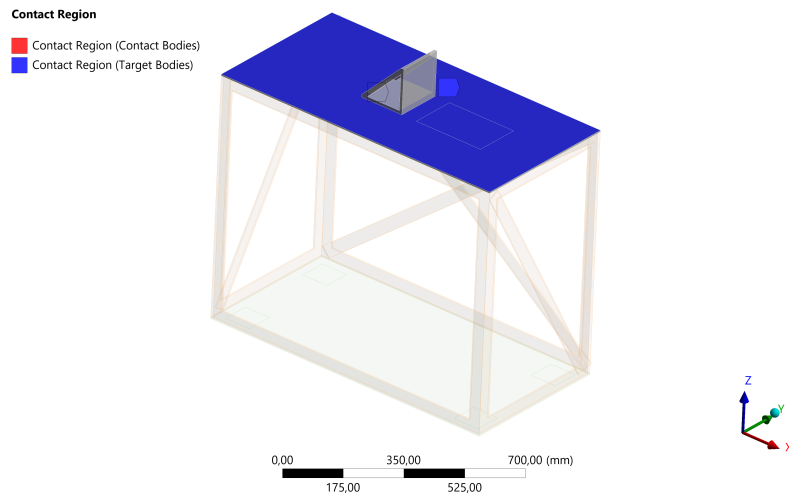


Figura 46 – Conexão nas condições de contorno na estrutura para o caso 2

Fonte: Autor

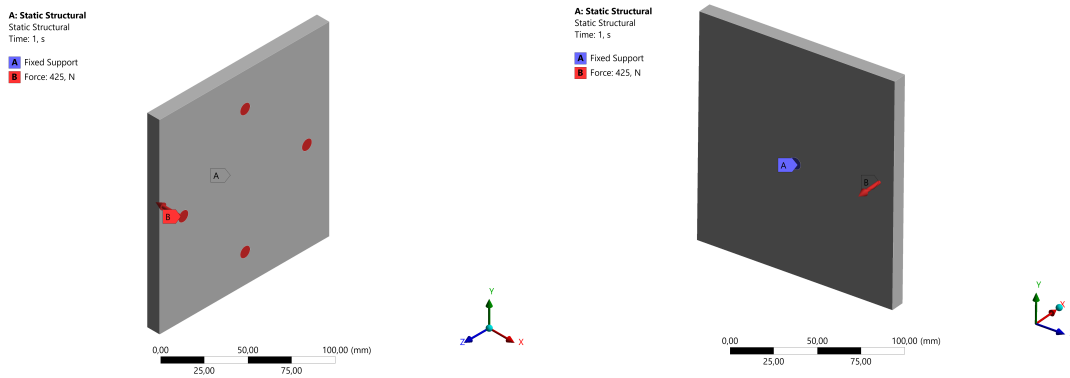


Figura 47 – Condições de contorno na parte fronta e posterior da estrutura para o caso 3

Fonte: Autor

Também vale ressaltar que a geometria da mesa foi simplificada, removendo-se as rodas e a grade. Essa simplificação foi adotada para reduzir a complexidade do modelo, otimizando o tempo de processamento sem comprometer a representatividade dos resultados. Dessa forma, a análise pôde ser conduzida de maneira mais eficiente, focando nos aspectos estruturais essenciais.

No Caso 3, (figura 47) referente à placa da célula de carga, as forças e os suportes foram aplicados nas áreas correspondentes aos furos das barras roscadas e da célula de carga.

4.2.2 Resultados e Interpretação

Para garantir a segurança e a estabilidade da bancada de teste do motor de foguete híbrido, foi realizada uma análise estrutural. O principal objetivo dessa análise é avaliar a resposta da estrutura diante do empuxo do motor e de cargas adicionais, verificando se

ocorrem deformações excessivas ou tensões que possam comprometer sua resistência.

A análise foi conduzida considerando os seguintes aspectos:

- *Total Deformation* (Deformação Total): Avalia os deslocamentos que ocorrem na estrutura quando sujeita às cargas aplicadas. Esse parâmetro é fundamental para verificar se a bancada mantém sua estabilidade e alinhamento durante os testes.
- *Equivalent (Von Mises) Stress* (Tensão Equivalente de Von Mises): Permite verificar se a estrutura está sujeita a tensões que possam causar falha por escoamento. A comparação desses valores com o limite de escoamento do material é essencial para garantir a segurança da bancada.
- *Equivalent Elastic Strain* (Deformação Unitária Equivalente): Mede o alongamento relativo do material em cada ponto da estrutura. Esse fator indica se o material está trabalhando dentro da faixa elástica ou se há risco de deformação permanente.

A seguir, serão apresentados os resultados detalhados dessas análises, acompanhados de interpretações sobre o desempenho estrutural da bancada e suas implicações para a segurança do projeto.

- Caso 1:

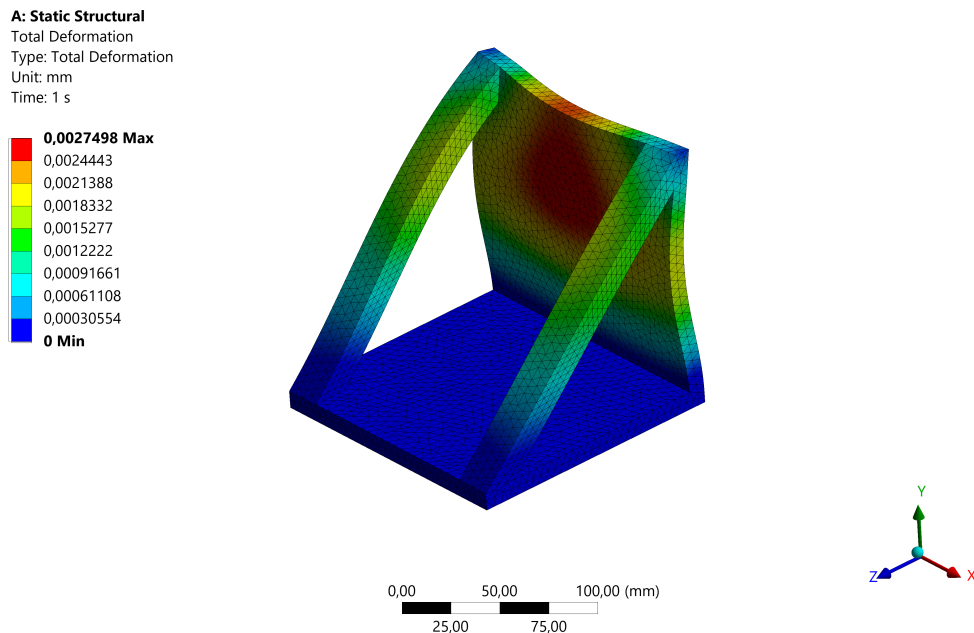


Figura 48 – Deformação Equivalente Total da estrutura para o caso 1

Fonte: Autor

A análise estrutural da estrutura 1 demonstrou excelente desempenho mecânico. A maior deformação ocorre no centro da estrutura, onde a carga de empuxo está

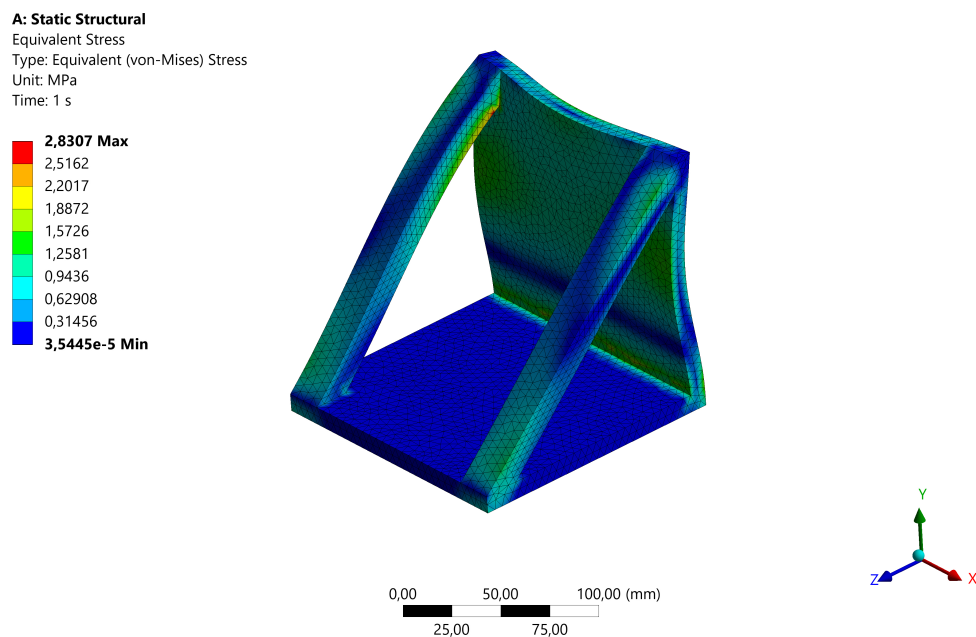


Figura 49 – Tensão Total da estrutura para o caso 1

Fonte: Autor

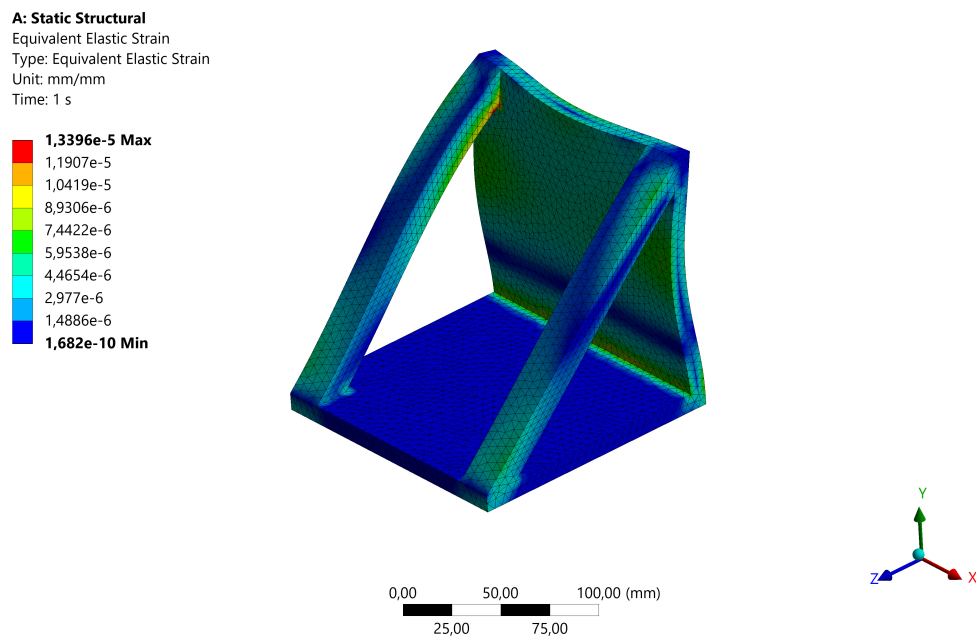


Figura 50 – Deformação Unitária Equivalente Total da estrutura para o caso 1

Fonte: Autor

concentrada, resultando em um deslocamento insignificante de 0,0027498 mm. A deformação unitária máxima registrada foi de $1,3396 \times 10^{-5}$ mm (ou 0,00134%), com maior concentração na região superior, enquanto a base e partes inferiores apresentam valores extremamente baixos, indicando boa fixação e distribuição de cargas.

A tensão equivalente de Von Mises atingiu um valor máximo de 2,8307 MPa, localizado nas partes superiores das colunas. Esse valor está muito abaixo do limite de escoamento do aço carbono 1020 (350 MPa), garantindo um fator de segurança elevado e eliminando o risco de falha estrutural.

Dessa forma, a bancada se mantém estável e segura para suportar o empuxo do motor.

- Caso 2:

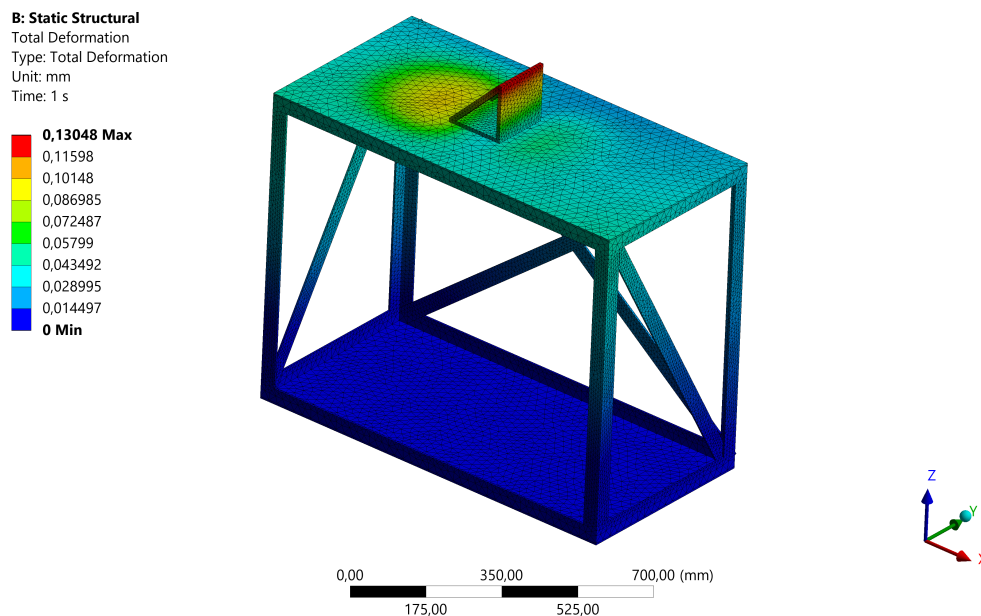


Figura 51 – Deformação Total da estrutura para o Caso 2

Fonte: Autor

A análise estrutural da bancada indica um desempenho sólido e seguro. A deformação total máxima registrada foi de 0,13048 mm, concentrando-se na parte superior da estrutura 1. A base, por sua vez, apresentou deslocamento mínimo, evidenciando uma fixação eficiente e uma boa absorção das forças aplicadas. Também teve um pequeno deslocamento na mesa, próximo a parte traseira da base.

A tensão equivalente de Von Mises atingiu um valor máximo de 14,764 MPa na interface entre a estrutura do motor e a bancada, com outras concentrações nos cantos inferiores. No entanto, esses valores permanecem muito abaixo do limite de escoamento do aço carbono 1020 (350 MPa), garantindo um fator de segurança elevado e eliminando o risco de falha mecânica.

A deformação unitária máxima registrada foi de $7,4214 \times 10^{-5}$ mm (0,00742%), com os maiores valores localizados na interface entre a estrutura do motor e a bancada, enquanto a base permaneceu praticamente inalterada. Isso demonstra que o material opera dentro da faixa elástica, sem risco de deformação permanente.

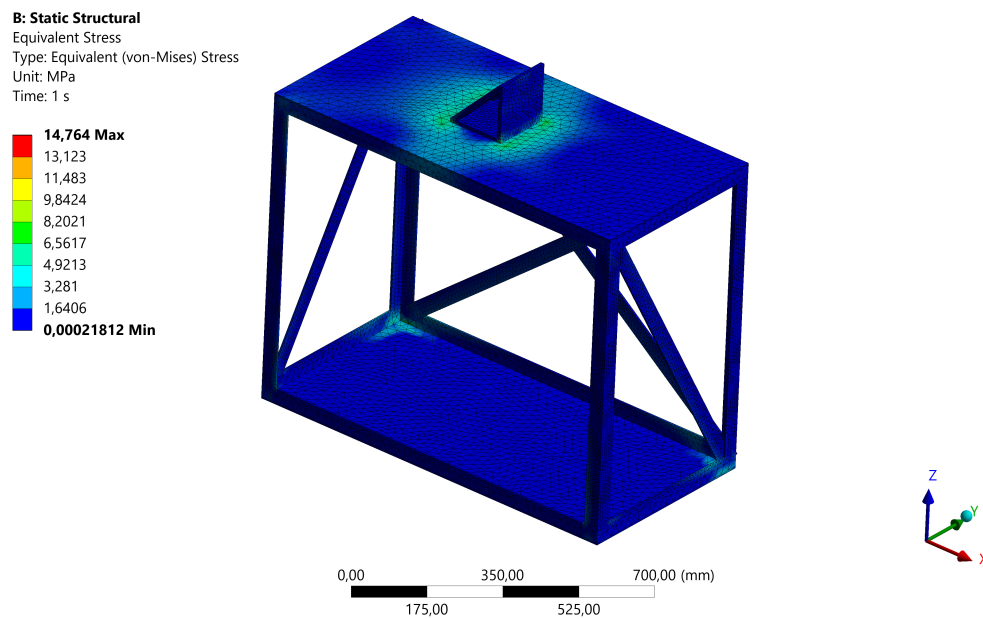


Figura 52 – Tensão Equivalente Total da estrutura para o Caso 2

Fonte: Autor

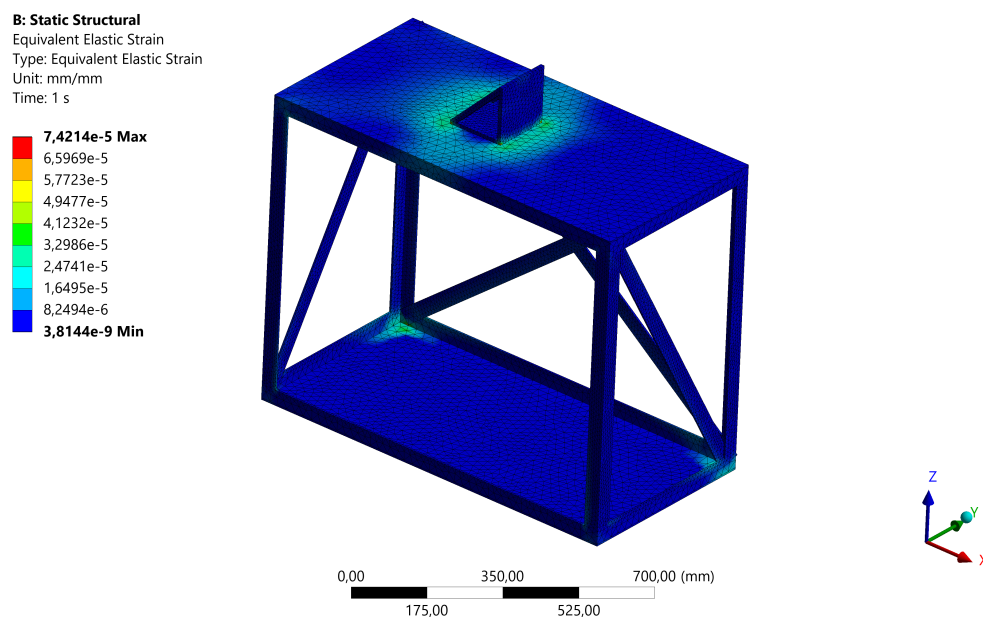


Figura 53 – Deformação Unitária Equivalente Total estrutura para o Caso 2

Fonte: Autor

Dessa forma, a bancada se mantém estruturalmente estável e bem projetada para suportar as cargas aplicadas.

- Caso 3:

A análise estrutural da placa demonstrou um desempenho excelente, com deformações e tensões muito baixas. A deformação total máxima foi de apenas 0,0047784 mm (4,78 μ m), distribuída de forma simétrica devido à aplicação da carga nos qua-

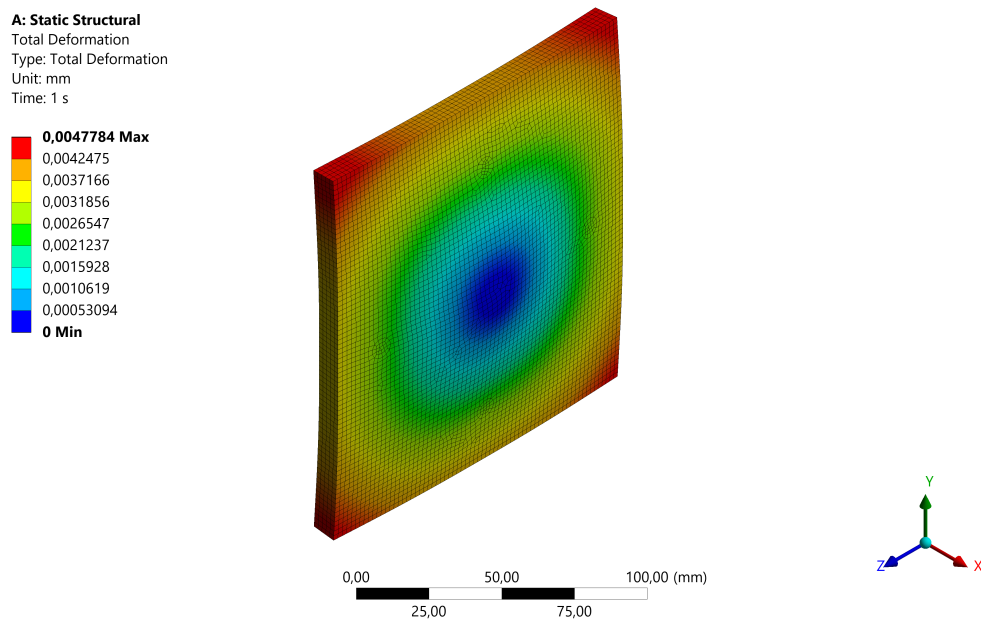


Figura 54 – Deformação Total da estrutura para o Caso 3

Fonte: Autor

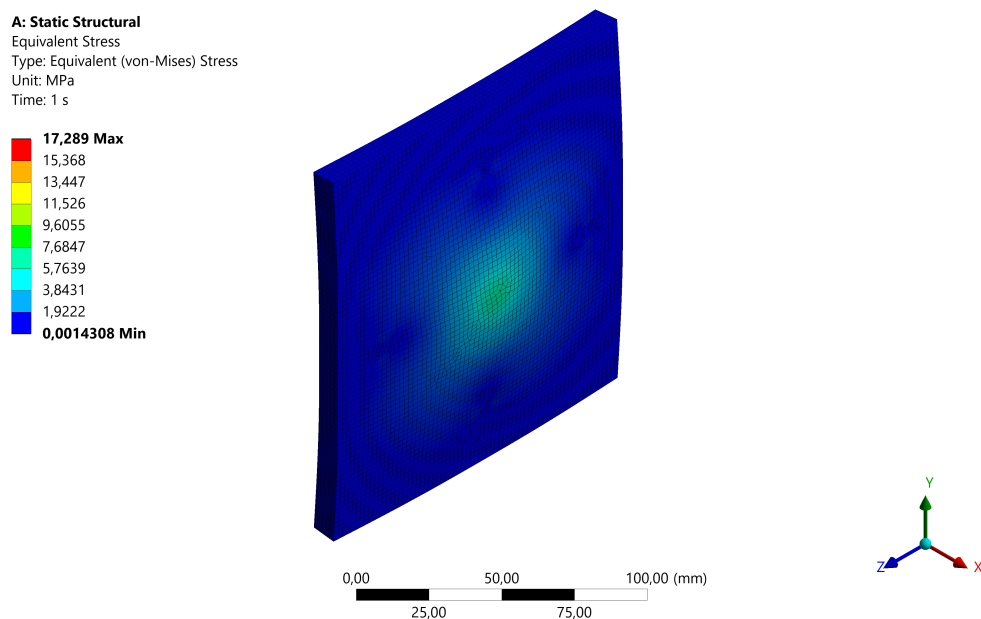


Figura 55 – Tensão Equivalente da estrutura para o Caso 3

Fonte: Autor

tro furos passantes da placa. Como esperado, o centro da placa apresentou o menor deslocamento, pois é onde está posicionada a célula de carga, enquanto as bordas foram as regiões mais afetadas, indicando uma flexão homogênea.

A tensão equivalente de Von Mises atingiu um valor máximo de 17,289 MPa, concentrando-se na região central, onde a carga foi aplicada. Esse valor está muito abaixo do limite de escoamento de materiais metálicos comuns, como o aço 1020

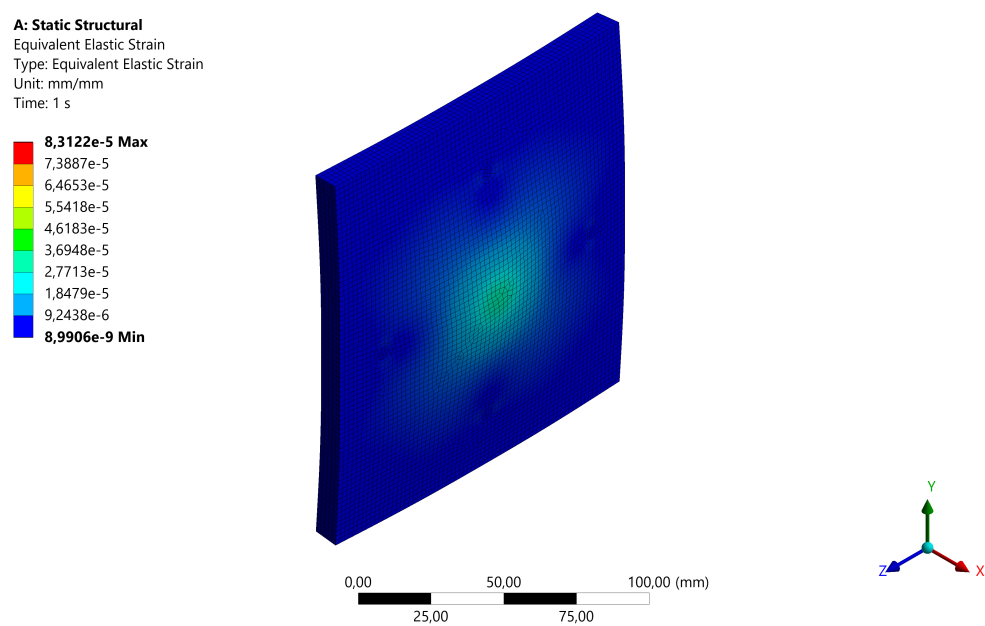


Figura 56 – Deformação Unitária Equivalente Total da estrutura para o Caso 3

Fonte: Autor

(≈ 350 MPa), garantindo um fator de segurança elevado. As tensões nas bordas foram mínimas, evidenciando que a fixação da placa está absorvendo bem os esforços. A deformação unitária máxima registrada foi de $8,3122 \times 10^{-5}$ mm ($0,00831\%$), com os maiores valores na região central e valores desprezíveis nas bordas, confirmando que a estrutura permanece na faixa elástica sem risco de deformação permanente. Assim, a placa permanece estruturalmente estável e segura sob as cargas aplicadas. Caso seja necessário aumentar a rigidez ou reduzir as tensões na região central, pode-se considerar o aumento da espessura ou a adição de reforços periféricos.

Componente	Parâmetro	Valor Mínimo	Valor Máximo
Bancada Estrutural	Deformação Total (mm)	0	0,13048
	Tensão Equivalente (MPa)	0,00021812	14,764
	Deformação Unitária (mm/mm)	$3,8144 \times 10^{-9}$	$7,4214 \times 10^{-5}$
Estrutura de Suporte	Deformação Total (mm)	0	0,0027498
	Tensão Equivalente (MPa)	0,0000354	2,8307
	Deformação Unitária (mm/mm)	$1,682 \times 10^{-10}$	$1,3396 \times 10^{-5}$
Placa	Deformação Total (mm)	0	0,0047784
	Tensão Equivalente (MPa)	0,0014308	17,289
	Deformação Unitária (mm/mm)	$8,9906 \times 10^{-9}$	$8,3122 \times 10^{-5}$

Tabela 9 – Resultados da Análise Estrutural

Fonte: Autor

As estruturas apresentam alta rigidez e segurança, sem risco de falha ou deformação permanente.

A seguir, analisa-se a resistência ao cisalhamento do parafuso M8 de aço inoxidável A2-70, usado na fixação de uma placa à bancada de testes. O objetivo é verificar se suporta uma carga lateral de 250 N com fator de segurança 3, considerando a bancada fixa.

O sistema é composto por um parafuso M8 de aço inoxidável, com diâmetro externo de 8 mm, diâmetro do núcleo da rosca de 6,466 mm e resistência mínima à tração de 700 MPa. A placa metálica, com espessura de 10 mm, está fixada a uma bancada conforme a figura 45. A carga lateral aplicada é de 250 N, com fator de segurança revisado de 3.

A área Resistente (A) ao Cisalhamento é dada pela equação:

$$A = \frac{\pi d_n^2}{4} \quad (4.6)$$

Substituindo o valor do diâmetro do núcleo (d_n) obtém-se uma área de $32,8 \text{ mm}^2$. Essa área representa a seção efetiva pela qual a carga lateral será distribuída. Em seguida, determina-se a tensão de cisalhamento (τ) atuante por meio da seguinte equação:

$$\tau = \frac{F}{A} = \frac{250}{32,8} \approx 7,62 \text{ MPa} \quad (4.7)$$

O parafuso está submetido a uma tensão de cisalhamento de 7,62 MPa em decorrência da força lateral aplicada. Aplicando o fator de segurança (FS) de 3, a tensão admissível é:

$$\tau_f = \frac{\tau}{FS} = \frac{7,62}{3} \approx 2,54 \text{ MPa} \quad (4.8)$$

Portanto, os parafusos devem suportar, no mínimo, 2,54 MPa de tensão para garantir a margem de segurança. Considerando que a resistência ao cisalhamento do aço inox A2-70 é cerca de 60% da resistência mínima à tração, temos:

$$\tau_{material} = 0,6 \times 700 = 420 \text{ MPa} \quad (4.9)$$

Comparando:

$$2,54 \text{ MPa} \ll 420 \text{ MPa}$$

O parafuso M8 de aço inoxidável A2-70 apresenta uma ampla margem de segurança em relação ao cisalhamento. Assim, ele suporta com folga a carga lateral de 250 N, mostrando robustez para enfrentar variações inesperadas de carga e pequenas imperfeições estruturais.

5 Considerações Finais

5.1 Considerações Finais

Este estudo teve como objetivo desenvolver uma bancada de testes para motores de foguetes híbridos de baixo empuxo, com ênfase na modelagem estrutural, análise numérica e otimização do design. A pesquisa abrangeu a concepção e a validação teórica da bancada, utilizando parafina como combustível sólido e oxigênio gasoso (GOX) como oxidante.

A metodologia adotada envolveu modelagem CAD detalhada, análises de elementos finitos (MEF) para avaliar resistência estrutural e segurança, além da definição dos sistemas de fixação e alimentação do motor. Os resultados indicaram que a estrutura projetada atende aos requisitos de resistência mecânica e modularidade, sendo capaz de suportar os esforços gerados pelo motor durante os testes.

Além da validação estrutural, o projeto se destaca pelo seu potencial educacional, oferecendo uma plataforma prática para estudos experimentais e servindo como ferramenta de ensino e pesquisa na área de propulsão híbrida na FCTE.

Com base nos resultados obtidos, conclui-se que o projeto é tecnicamente viável e possui potencial para aplicações futuras. Seu design foi estruturado para garantir resistência, segurança e funcionalidade. Além disso, a abordagem adotada possibilitou identificar oportunidades de otimização, resultando em um modelo sólido e bem fundamentado para futuras implementações e aprimoramentos.

5.2 Trabalhos futuros

Dado o foco desta pesquisa, alguns aspectos ainda requerem desenvolvimento para a completa validação e implementação do projeto. Para pesquisas futuras, recomenda-se:

5.2.1 Fabricação e Construção da Bancada

- Implementação prática do design validado, considerando os métodos de fabricação mais adequados.
- Testes de montagem para verificar a compatibilidade dos componentes e realizar os ajustes necessários.

5.2.2 Ensaios Experimentais do Motor em Bancada

- Realização de ensaios estáticos para validar as previsões numéricas das análises estruturais.
- Avaliação do desempenho do motor e da interação entre a bancada e os sistemas de alimentação e ignição.
- Devido à flexibilidade do motor, a bancada pode ser adaptada para testar diferentes geometrias de grãos propelentes, bocais e configurações estruturais.

Referências

- AIR, N.; MUSEUM, D. S. *Rocket Test Stand No. 2, American Rocket Society (ARS)*. 2019. Acesso em: jan. 2025. Disponível em: <<https://airandspace.si.edu/collection-objects/rocket-test-stand-no-2-american-rocket-society-ars>>. Citado na página 30.
- ANGELONI, F. *Design and Commissioning of a Hybrid Rocket Engine with Optical Access*. Dissertação (Mestrado) — Politecnico de Milano 1863, 2021. Citado 3 vezes nas páginas 26, 28 e 57.
- BARRÈRE, M. *Rocket Propulsion*. 1. ed. New York: Elsevier, 1960. Citado 2 vezes nas páginas 53 e 56.
- BERTOLDI, A. E. de M. *Avaliação experimental da queima de parafina e óxido nitroso em motores híbridos*. Dissertação (Mestrado) — Universidade de Brasília - UnB, 2007. Citado 6 vezes nas páginas 21, 38, 46, 48, 53 e 55.
- CANTWELL, B. J. *Aircraft and Rocket Propulsion*. Stanford, California: [s.n.], 2007. Course Reader. AA283 Course Reader. Citado na página 26.
- Danfoss. *Transmissor de pressão, MBS 1750, 0.00 bar - 60.00 bar, 0.00 psi*. 2025. Danfoss [website]. Acesso em: fev. 2025. Disponível em: <https://store.danfoss.com/br/pt_BR/Sensing-Solutions/Transmissores-de-press%C3%A3o-e-acess%C3%B3rios/c/5001>. Citado na página 71.
- DAVID, L. *SpaceShipOne*. 2004. <https://www.nbcnews.com/id/wbna4686400>. Acesso em: set. 2024. Citado na página 27.
- European Space Agency (ESA). *Nucleus: Nammo's Hybrid Rocket Demonstrator*. 2018. Citado na página 26.
- FUTEK Advanced Sensor Technology, Inc. *Rocket Engine Thrust Stand*. 2024. Citado na página 60.
- GOUVÊA, L. H.; COSTA, F. de S. Investigação teórica do desempenho propulsivo de propelentes híbridos. *Congresso Nacional de Engenharia Mecânica (CONEM)*, Anais, 2014. Citado 2 vezes nas páginas 49 e 50.
- GUNTER. *Gunter's Space Page - 2024 Orbital Launch Statistics*. 2024. Acesso em: ago. 2024. Disponível em: <https://space.skyrocket.de/doc_chr/lau2024.htm>. Citado na página 22.
- HARIPRASAD, V. et al. Studies on gravity influence on solid propellant burn rate. *Applied Mechanics and Materials*, Trans Tech Publications, Switzerland, v. 232, 2012. Department of Aeronautical Engineering, Kumaraguru College of Technology. Citado na página 54.
- HEEG, F. et al. Design and test of a student hybrid rocket engine with an external carbon fiber composite structure. *Aerospace*, MDPI, Institute of Space Systems (IRAS),

Technische Universität Braunschweig (TUBS), 38108 Braunschweig, Germany, v. 7, n. 57, 2020. Citado na página 58.

HUFF, R. G. *A Thermocouple Technique for Measuring Hot-Gas-Side Wall Temperatures in Rocket Engines*. Cleveland, Ohio, 1969. Disponível em: <<https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19690020175/downloads/19690020175.pdf>>. Citado na página 69.

HUMBLE, R. W.; HENRY, G. N.; LARSON, W. J. *Space Propulsion Analysis and Design*. New York: McGraw-Hill, 1995. ISBN 9780070313200. Citado 2 vezes nas páginas 39 e 46.

HUZEL, D. K.; HUANG, D. H. *Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines*. Washington, D.C.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992. v. 147. (Progress in Astronautics and Aeronautics, v. 147). ISBN 978-1-56347-013-0. Citado na página 78.

Instituto Brasileiro do Meio Ambiente e dos Recursos Naturais Renováveis. *Programa de Gerenciamento de Resíduos Sólidos e Efluentes Líquidos*. 2021. Citado na página 66.

JENS, E. T. *Hybrid Rocket Combustion and Applications to Space Exploration Missions*. Tese (Doutorado) — Stanford University, Stanford, CA, 2015. Citado 3 vezes nas páginas 26, 44 e 45.

JIN, J. et al. Design of a thrust stand using flexure. *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, v. 49, n. 3, p. 205–212, 2021. Citado na página 58.

KARABEYOGLU, M. A.; CANTWELL, B. J.; ALTMAN, D. *Hybrid Rocket Combustion*. [S.l.], 2001. Citado 2 vezes nas páginas 44 e 45.

Lynx Tecnologia Eletrônica. *ADS2000 - Sistema de Aquisição de Dados*. 2025. [website]. Acesso em: fev. 2025. Disponível em: <https://www.lynxtec.com.br/prod_ads2000.htm>. Citado na página 72.

MISHRA, D. *Fundamentals of Rocket Propulsion*. Boca Raton, Florida: Taylor Francis Group, 2017. Citado 8 vezes nas páginas 21, 35, 36, 40, 42, 44, 45 e 47.

NASA. *SpaceX Raptor Oxygen Preburner Testing at Stennis*. 2015. <<https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2015/05/septemberlagniappe2.pdf>>. Accessed: February 2025. Citado na página 33.

(NASA). *Agency Risk Management Procedural Requirements*. Washington, D.C., 2016. Citado na página 66.

NASA. *RS-25 SLS Test Fire Aug 9,*. 2017. <<https://www.americaspace.com/2017/08/10/busy-summer-of-sls-engine-testing-on-the-stennis-a1-test-stand/>>. SLS Engine Testing on the Stennis A1 Test Stand. Citado na página 32.

National Instruments. *National Instruments - NI*. 2025. National Instruments [website]. Acesso em: fev. 2025. Disponível em: <<https://www.ni.com/en.html>>. Citado na página 73.

OMEGA. *KMQXL and NMQXL Thermocouples*. 2023. OMEGA [website]. Acesso em: out. 2024. Disponível em: <https://br.omega.com/pptst/KMQXL_NMQXL.html>. Citado na página 70.

PELAMATTI, J. et al. Efficient global optimization of constrained mixed variable problems. *Journal of Global Optimization*, 2019. Citado na página 40.

PIERCE, H. F.; SHESTA, J.; LAWRENCE LOVELL, J. *American Rocket Society Rocket Test Stand No. 2; M15G-1 Liquid-Fuel Motor*. <<https://airandspace.si.edu/collection-objects/american-rocket-society>>. Acesso em: jan. 2025. Citado na página 31.

POVOLNY, J. H. *Rocket Testing and Evaluation in Ground Facilities*. Washington, D.C., 1968. Citado na página 66.

PRICE, T. *Design and Evaluation of a Small-Scale Portable Hybrid Rocket Engine Test Stand*. Tese (Doutorado) — Oklahoma State University, 2023. Citado 3 vezes nas páginas 36, 49 e 50.

RIBEIRO, M. V. F. *Metodologia de Projeto e Validação de Motores Foguete a Propelente Sólido*. Dissertação (Mestrado) — Universidade de São Paulo, 2013. Citado 2 vezes nas páginas 59 e 60.

RICKMERS, P.; DRINKEWITZ, M.; ORLOWSKI, F. The propulsion system of the zephyr - zarm experimental hybrid rocket: A contribution to the dlr stern project by the university of bremen. *Acta Astronautica*, Elsevier, 2018. Citado na página 51.

RODRÍGUEZ, A. O. *Study and Implementation of a Middle-Sized Rocket Motor Bench Test System*. Dissertação (Final Master Thesis - Report) — Universitat Politècnica de Catalunya, September 2019. Citado 2 vezes nas páginas 13 e 56.

SUTTON, G. P.; BIBLARZ, O. *Rocket Propulsion Elements*. 8. ed. Hoboken, New Jersey: John Wiley & Sons Inc, 2010. Citado 4 vezes nas páginas 34, 46, 47 e 49.

THOMAS, J. C. et al. Design and characterization of a lab-scale hybrid rocket test stand. In: *52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*. Salt Lake City, UT: AIAA, 2016. Disponível em: <<https://doi.org/10.2514/6.2016-4965>>. Citado na página 29.

TURNER, M. J. L. *Rocket and Spacecraft Propulsion*. 3. ed. Chichester, UK: Praxis Publishing, 2009. Citado 2 vezes nas páginas 22 e 25.

United Nations Office for Outer Space Affairs. *Annual number of objects launched into space*. 2024. United Nations Office for Outer Space Affairs [dataset]. Acesso em: ago. 2024. Disponível em: <<https://ourworldindata.org/grapher/yearly-number-of-objects-launched-into-outer-space>>. Citado na página 23.

Weightech. *Imagem de uma célula de carga*. 2025. Weightech [website]. Acesso em: fev. 2025. Disponível em: <<https://www.weightech.com.br/bts>>. Citado na página 69.

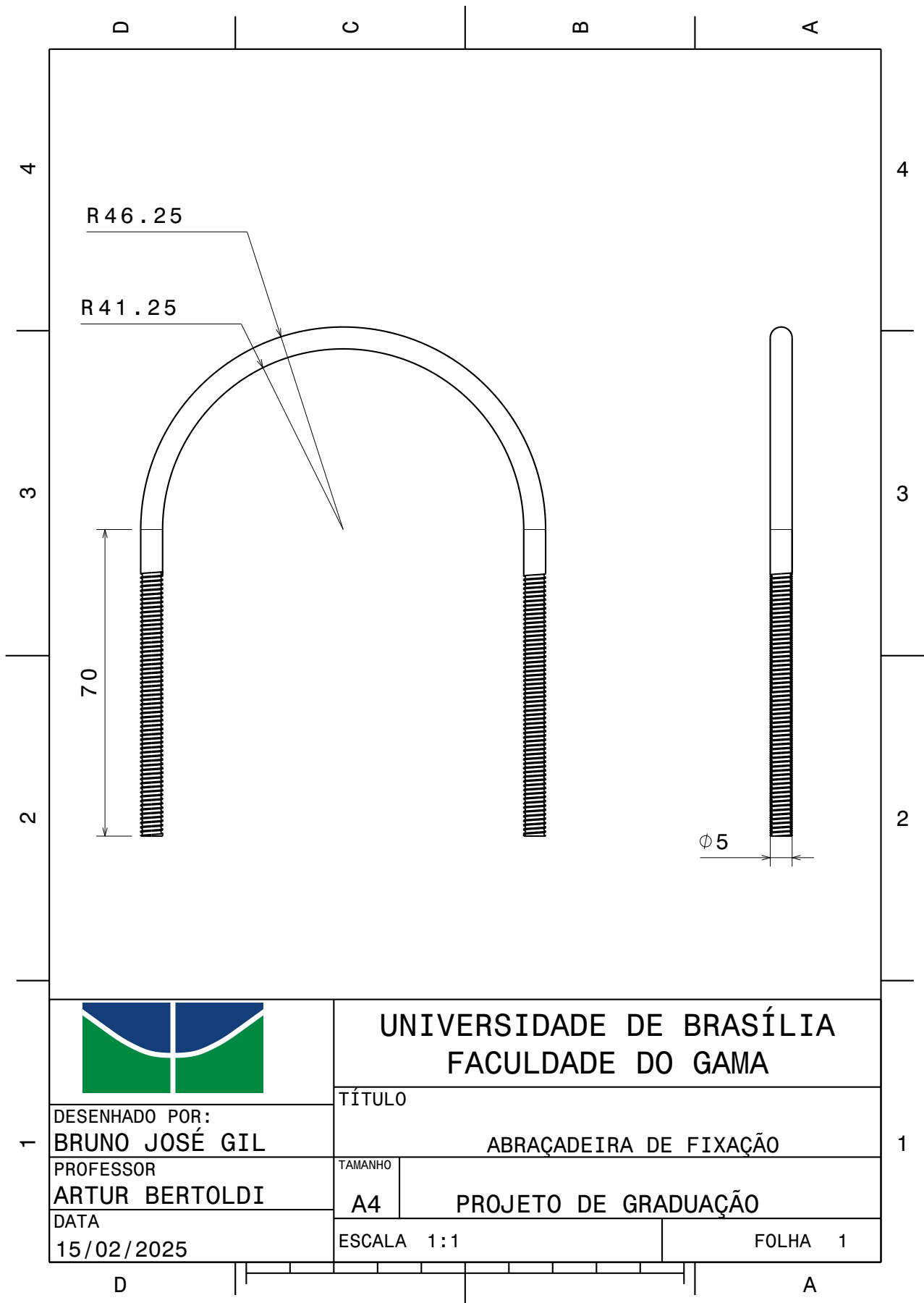
ŠONKA, I. *Conceptual Design of a Hybrid Rocket Engine for a Rocket to Explore the Mesosphere*. Dissertação (Mestrado) — Czech Technical University in Prague, 2021. Citado 2 vezes nas páginas 26 e 48.

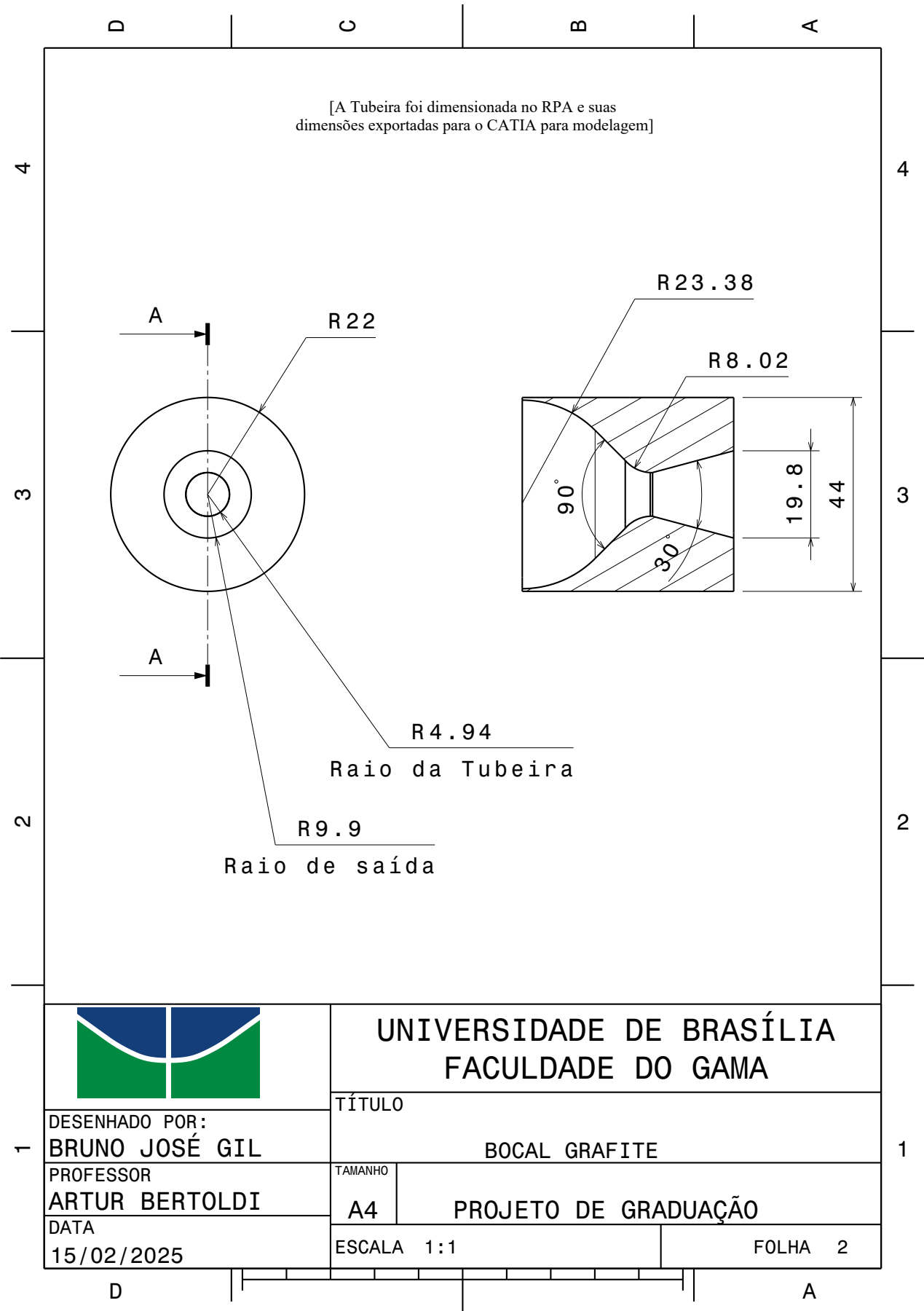
Apêndices

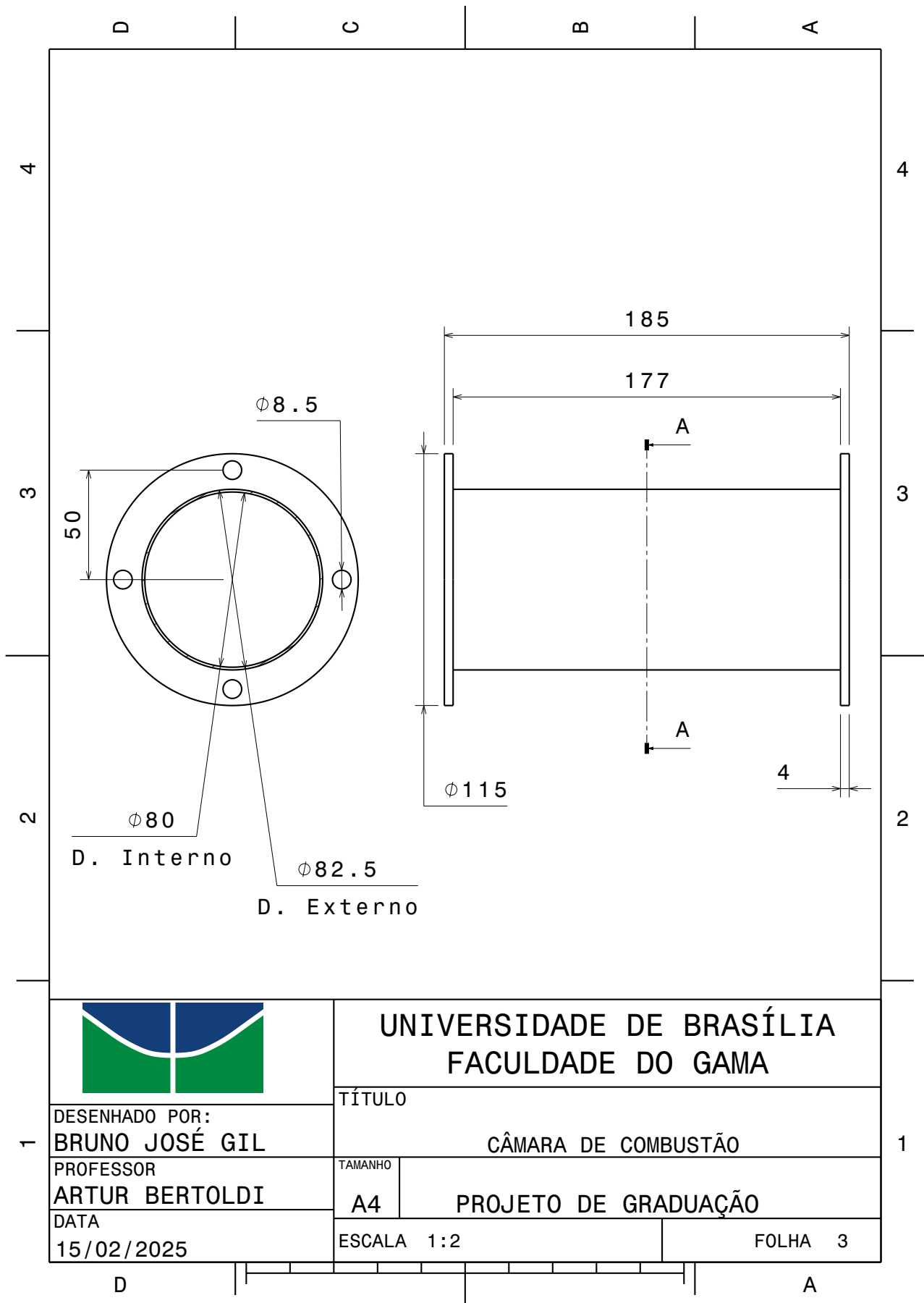
APÊNDICE A – Desenhos Técnicos (*Draftings*)

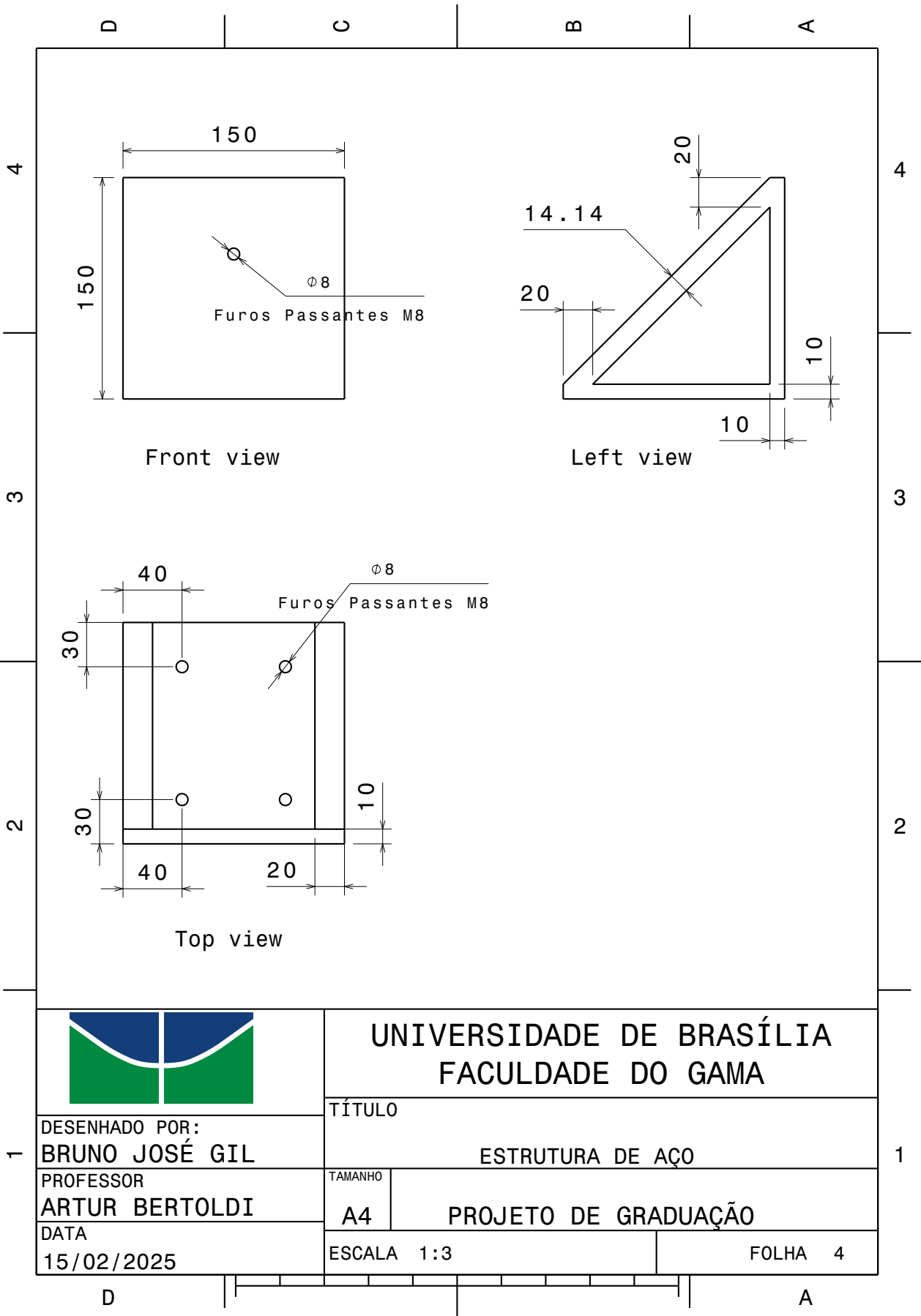
Todas as dimensões estão em [mm].

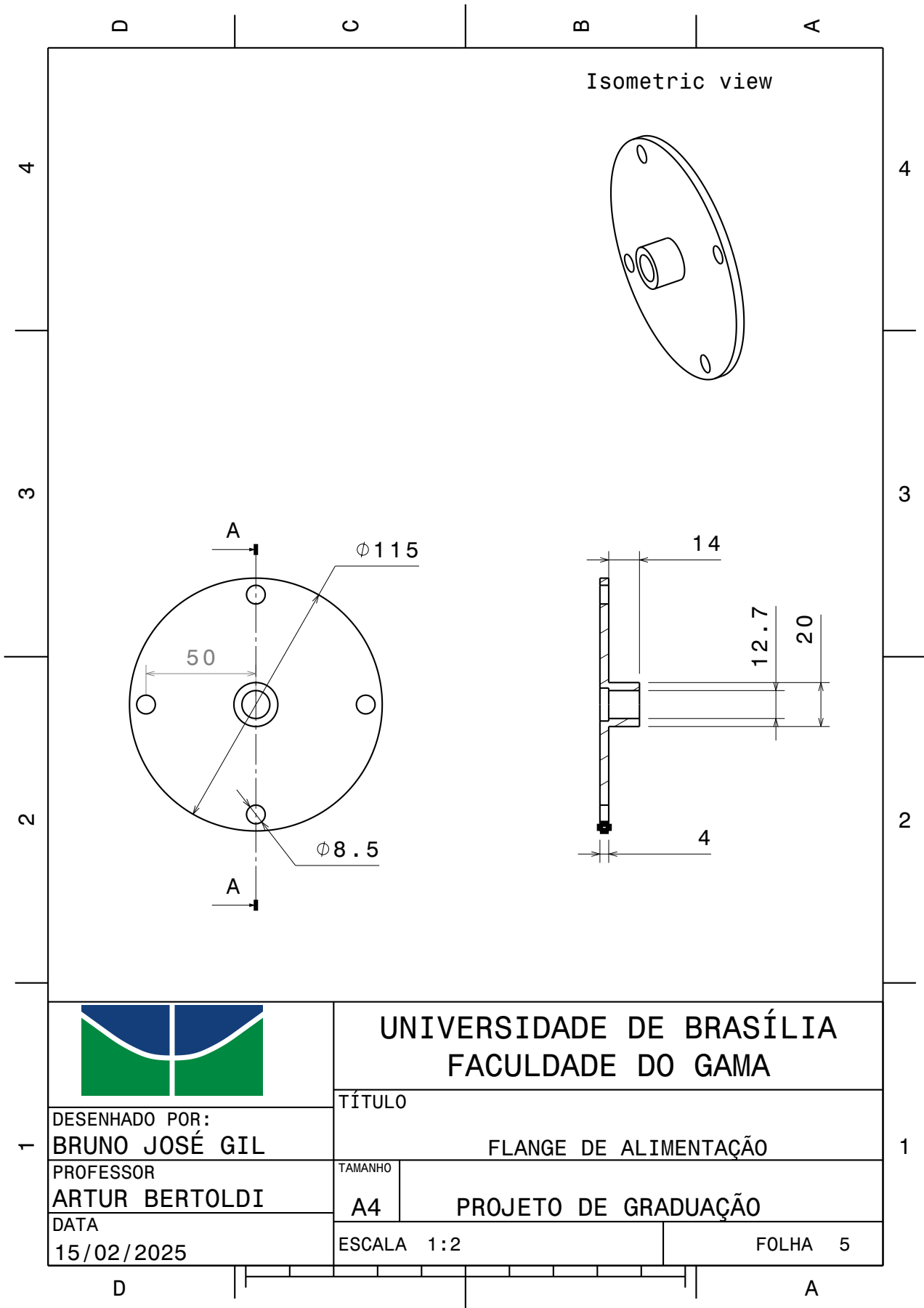
Todos os furos M8 e M4 são fixados com parafusos,
porcas e anilhas de mesmas dimensões.

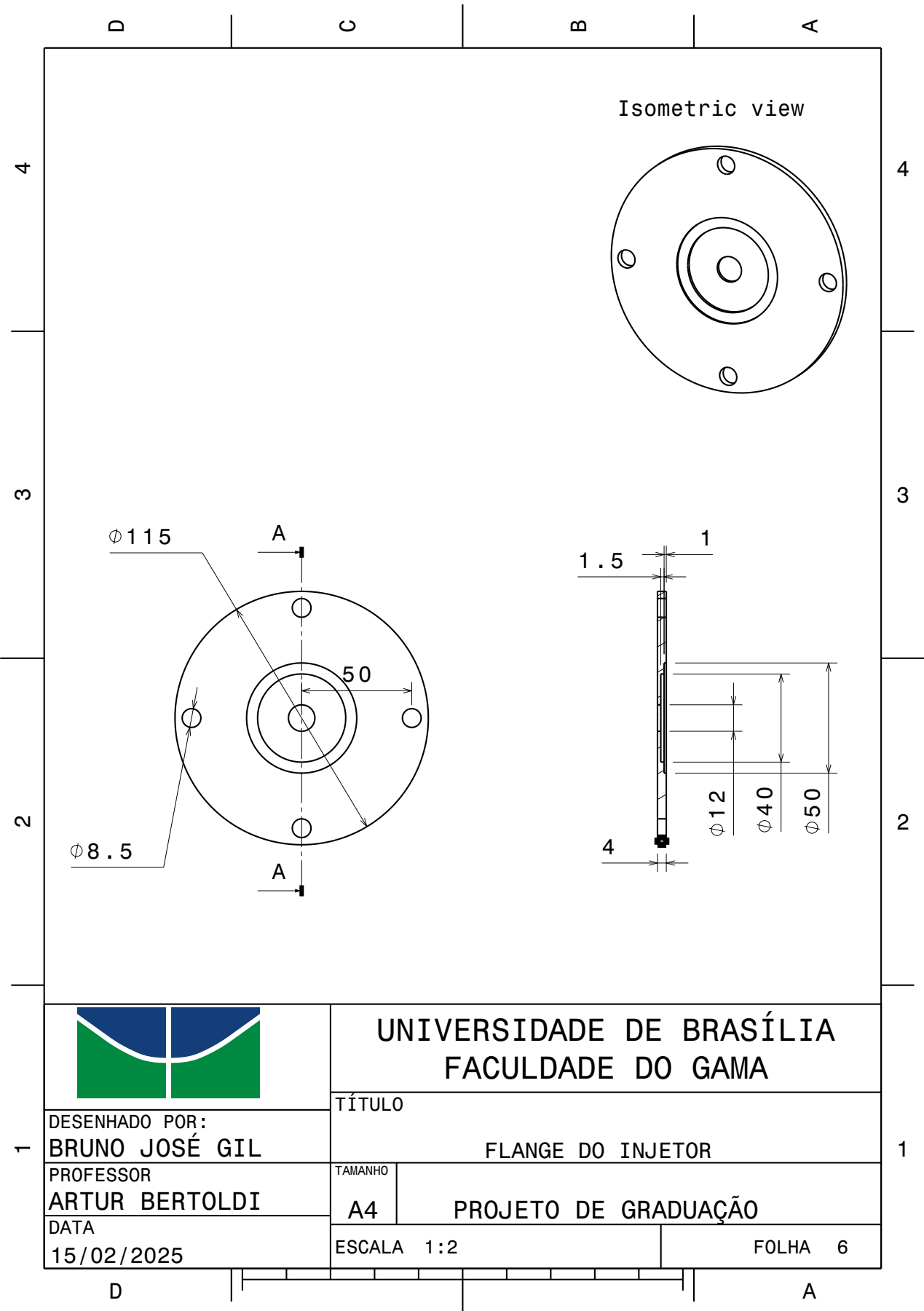


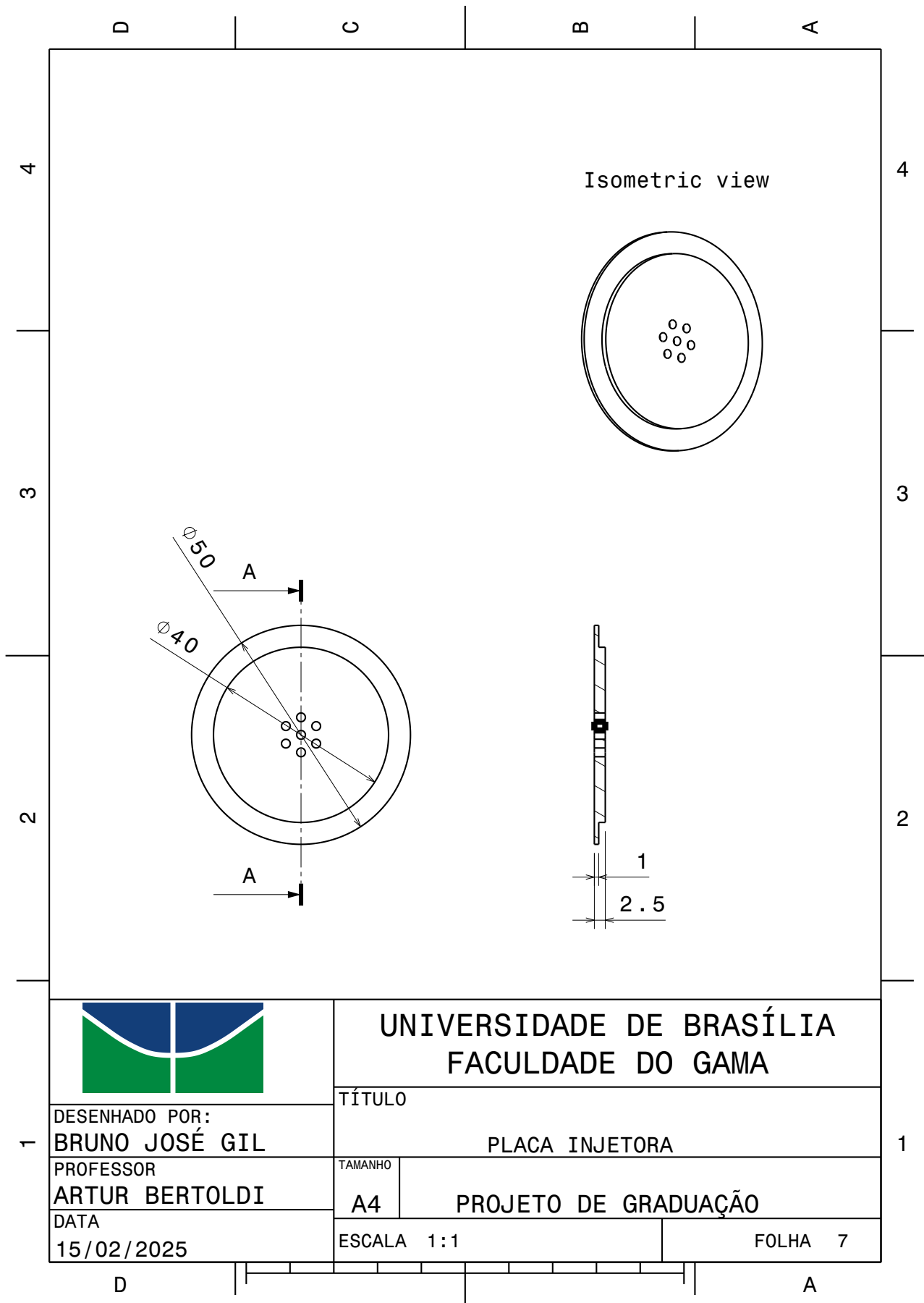


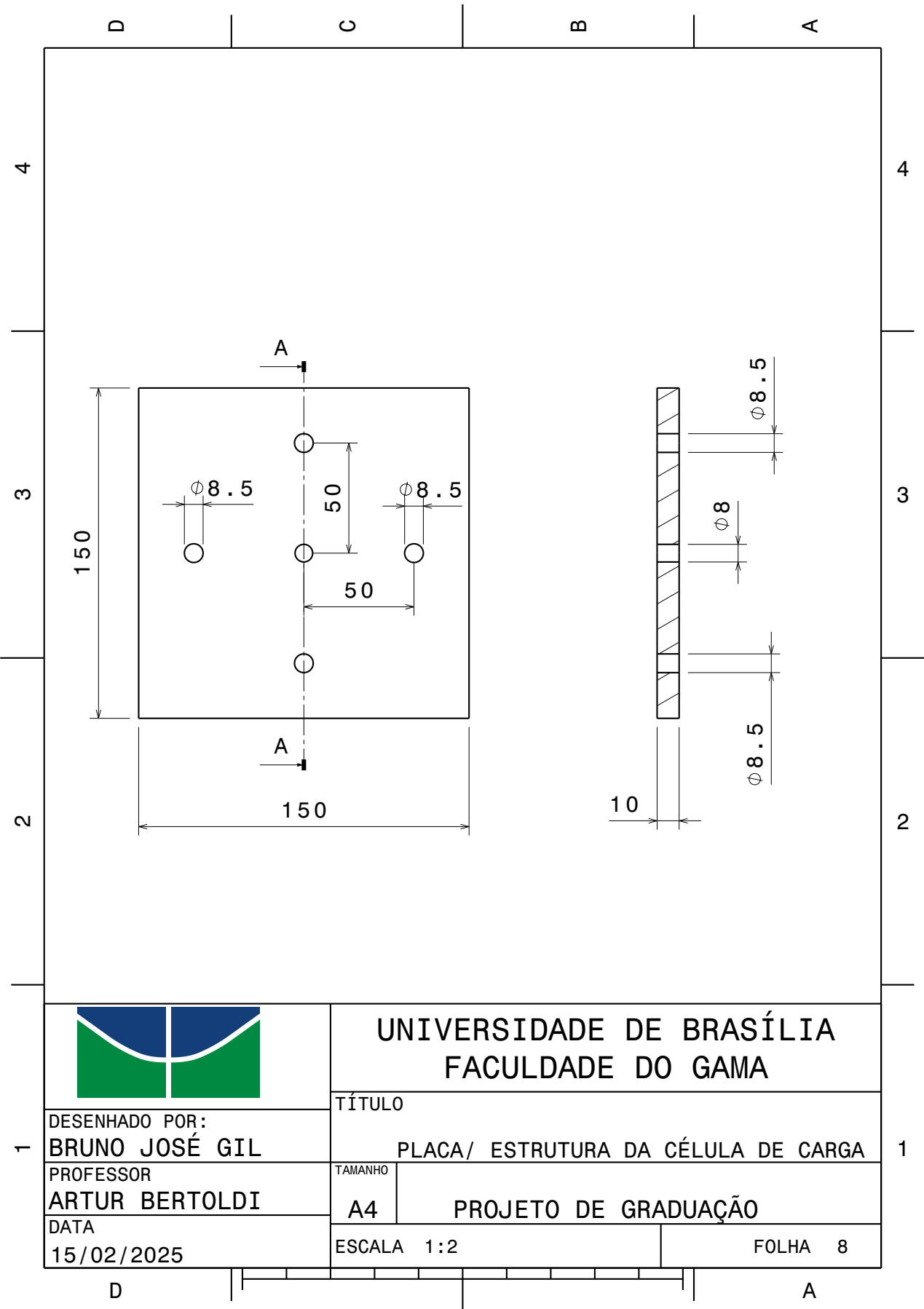


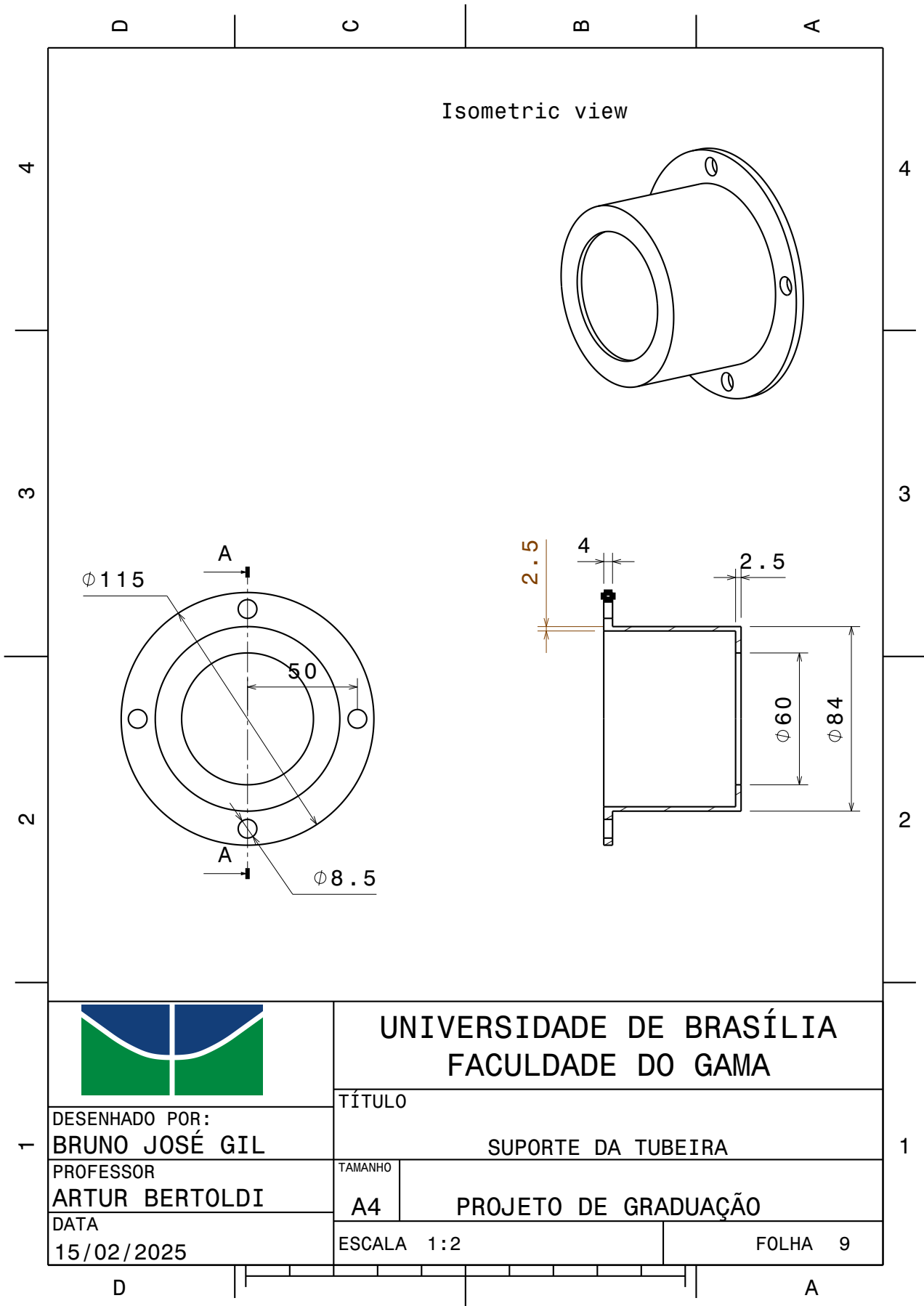


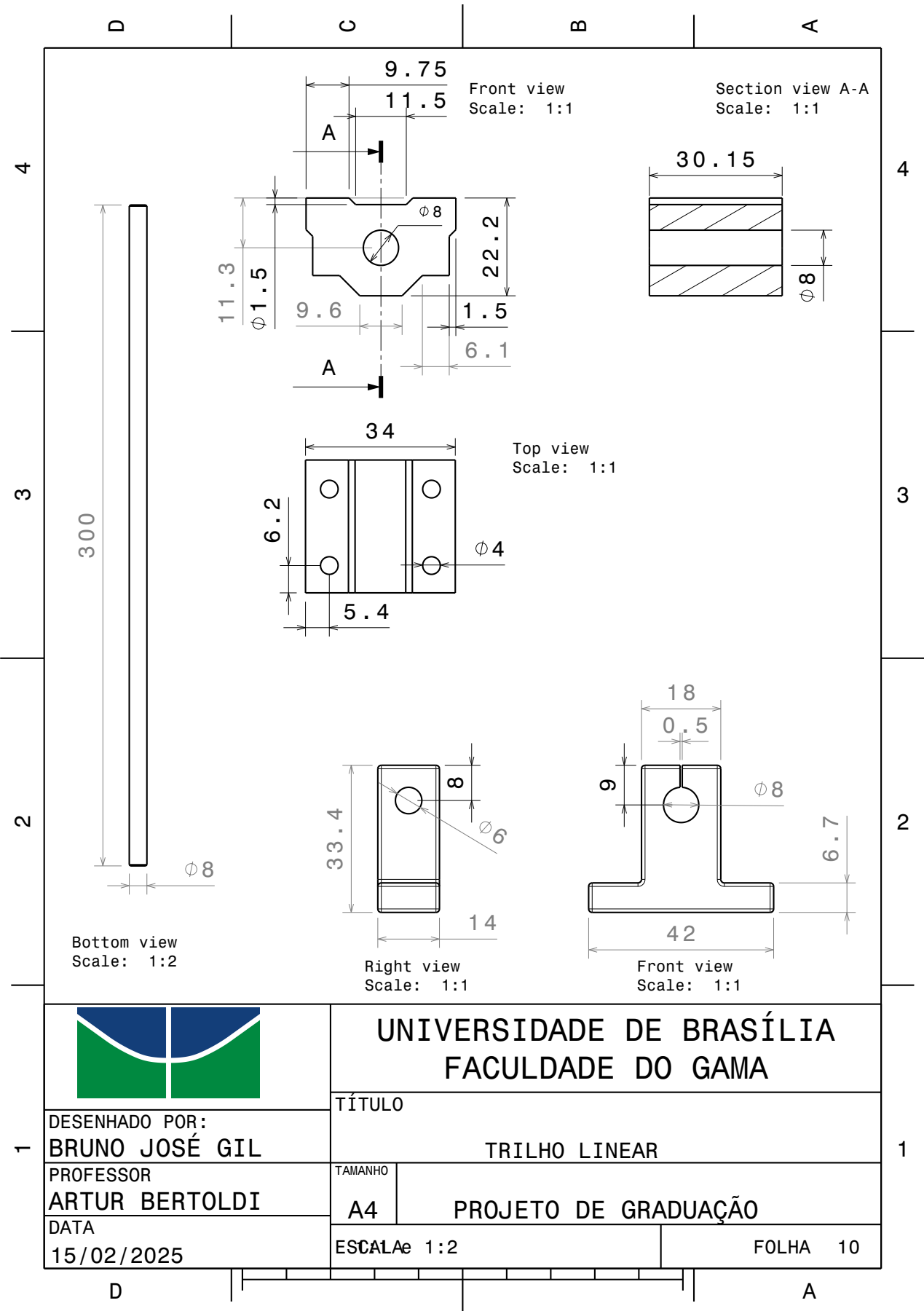












UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA
FACULDADE DO GAMA

DESENHADO POR:
BRUNO JOSÉ GIL

PROFESSOR
ARTUR BERTOLDI

DATA
15/02/2025

TÍTULO

TRILHO LINEAR

TAMANHO

A4

PROJETO DE GRADUAÇÃO

ESCALA 1:2

FOLHA 10

