



**Universidade de Brasília
Faculdade de Tecnologia
Departamento de Engenharia Mecânica**

**Estudo Experimental de Motor Foguete
Híbrido com Queima Plana e Escoamento
em Swirl**

Paulo Brandão

**DISSERTAÇÃO DE MESTRADO
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM CIÊNCIAS MECÂNICAS**

Brasília
2025

Universidade de Brasília
Faculdade de Tecnologia
Departamento de Engenharia Mecânica

**Estudo Experimental de Motor Foguete
Híbrido com Queima Plana e Escoamento
em Swirl**

Paulo Brandão

Dissertação de mestrado submetida como re-
quisito parcial para obtenção do grau de mes-
tre em Ciências Mecânicas

Orientador: Prof. Dr. Carlos Alberto Gurgel Veras

Brasília

2025

FICHA CATALOGRÁFICA

Brandão, Paulo.

Estudo Experimental de Motor Foguete Híbrido com Queima Plana e Escoamento em Swirl / Paulo Brandão; orientador Carlos Alberto Gurgel Veras. -- Brasília, 2025.

87 p.

Dissertação de mestrado (Programa de Pós-Graduação em Ciências Mecânicas) -- Universidade de Brasília, 2025.

1. Motor. 2. Foguete. 3. Swirl. 4. Queima plana. 5. Híbrido. I. Veras, Carlos Alberto Gurgel, orient. II. Título

**Universidade de Brasília
Faculdade de Tecnologia
Departamento de Engenharia Mecânica**

Estudo Experimental de Motor Foguete Híbrido com Queima Plana e Escoamento em Swirl

Paulo Brandão

Dissertação de mestrado submetida como requisito parcial para obtenção do grau de mestre em Ciências Mecânicas

Trabalho aprovado. Brasília, 27 de 01 de 2025:

Prof. Dr. Carlos Alberto Gurgel Veras,
UnB/FT/ENM
Orientador

Prof^a. Dra. Simone Monteiro e Silva,
UnB/FT/ENM
Examinadora interna

Prof^a. Dra. Palloma Vieira Muterlle,
UnB/EXTERNO
Examinadora externa

Prof. Dr. Pedro Teixeira Lacava, ITA
Examinador externo

Brasília
2025

*A ciência avança quando a curiosidade supera os limites do conhecido,
e é nos detalhes que encontramos as soluções mais inovadoras.*

Agradecimentos

Agradeço primeiramente a Deus por todas as bênçãos concedidas, pela força e pela orientação em cada etapa desta jornada. Sou grato pelo que vivi, pelo que estou vivendo e por tudo o que ainda viverei.

Ao professor Gurgel, meu orientador, registro minha profunda gratidão pela orientação e incentivo ao longo do desenvolvimento deste trabalho. Sua disposição em ouvir e valorizar ideias criativas foi essencial para superar desafios e buscar soluções inovadoras. Obrigado por compartilhar seu vasto conhecimento e pela paciência em guiar-me nesta caminhada.

Ao professor Olexiy, agradeço pelo suporte financeiro ao projeto, sem o qual esta pesquisa não teria sido possível. Sua generosidade ao disponibilizar a tocha utilizada nos testes preliminares, assim como os materiais necessários para a realização dos experimentos, foi fundamental para o progresso deste trabalho.

Ao técnico Sr. Arthur, expresso minha gratidão pelo auxílio indispensável na usinagem das peças essenciais para os experimentos. Sua dedicação, habilidade e agilidade garantiram que as peças fossem produzidas com qualidade e em tempo hábil, permitindo a conclusão dos testes conforme planejado.

Aos meus colegas do Laboratório de Energia e Ambiente (LEA), agradeço pelo apoio constante, pelas discussões enriquecedoras e pelas contribuições ao longo do desenvolvimento deste trabalho. O ambiente colaborativo do laboratório foi um estímulo para seguir em frente mesmo nos momentos mais desafiadores.

Ao meu amigo Alexandre, sou imensamente grato pela parceria e comprometimento durante os preparativos para os ensaios e a execução dos experimentos. Sua ajuda foi indispensável para superar as dificuldades práticas e garantir o sucesso desta pesquisa.

À minha família, agradeço pelo suporte incondicional, tanto pessoal quanto financeiro, que me permitiu dedicar-me integralmente ao mestrado. O amor, a paciência e o apoio de vocês foram minha maior motivação para persistir e alcançar este objetivo.

A todos que, direta ou indiretamente, contribuíram para a realização deste trabalho, deixo aqui minha mais sincera gratidão. Este trabalho é fruto de esforços conjuntos e do apoio recebido de cada um de vocês.

*"A mente que se abre a uma nova ideia jamais
voltará ao seu tamanho original."
(Albert Einstein)*

Resumo

Motores de foguetes híbridos combinam elementos dos motores sólidos e líquidos. A configuração mais comum é a de um combustível sólido e um oxidante líquido ou gasoso. Este sistema propulsivo, quando comparado a motores bipropelente líquido, é vantajoso dada a simplicidade de projeto, maior segurança e menor custo de desenvolvimento e fabricação. Contudo, motores híbridos tradicionais de geometria circular apresentam desafios que a comunidade tecnocientífica busca resolver: a variação na razão O/F ao longo da queima transiente do combustível e as baixas taxas de regressão da matriz sólida. O uso de parafina sólida, com elevadas taxas de regressão, parece ter solucionado o segundo desafio. Já o primeiro, pode ser resolvido empregando-se uma superfície plana de queima. Tal tecnologia foi comprovada em motores de pequeno porte, até 50 N. Este trabalho apresenta uma série de experimentos conduzidos para avaliar a mudança de escala, no desempenho de um motor-foguete a propelentes híbridos, 100-500 N, com queima plana e escoamento em swirl. Foram testados dois tipos de sistema de injeção de oxigênio gasoso: placa de polietileno com furos e placa metálica com canais retangulares. Ambas configurações foram capazes de sustentar o motor operando de forma estável com pressão da ordem de 5 bar e vazão de oxigênio de 28 g/s ao queimar parafina e polietileno de alta densidade (PEAD). Também foram testadas matrizes sólidas de acrílico (PMMA) e borracha sintética (PB). A taxa de regressão da parafina variou de 0,17 a 0,25 mm/s e de 0,24 a 0,33 mm/s, quando a injeção de oxigênio gasoso foi realizada pelas placas de polietileno e metálica, respectivamente. O motor híbrido testado, com diâmetro interno de 130 mm é, segundo revisão da literatura mundial, o maior já operado de forma estável na configuração proposta. Por fim, foi estimado um empuxo teórico de 376 N no teste final ao aumentar a pressão na câmara para 7 bar, o que resultou em uma taxa de regressão da parafina de 0,78 mm/s.

Palavras-chave: Motor. Foguete. Swirl. Queima plana. Híbrido.

Abstract

Hybrid rocket engines combine elements of solid and liquid rocket motors. The most common configuration consists of a solid fuel and a liquid or gaseous oxidizer. When compared to bipropellant liquid engines, this propulsion system offers advantages such as design simplicity, increased safety and lower development and manufacturing costs. However, traditional hybrid engines with circular geometries face challenges that the scientific and technological community strives to address: the variation in the O/F ratio throughout the transient burning of the fuel and the low regression rates of the solid fuel matrix. The use of solid paraffin, known for its high regression rates, appears to have resolved the second challenge. The first can be resolved by employing a flat burning surface. Such technology has been proven on small engines, up to 50 N. This work presents a series of experiments conducted to evaluate the change of scale, in the performance of a hybrid propensity motor, 100-500 N, with flat burning and flow in swirl. Two types of gaseous oxygen injection systems were tested: a polyethylene plate with drilled holes and a metallic plate with rectangular channels. Both configurations successfully sustained the engine operating stably at a chamber pressure of approximately 5 bar and an oxygen flow rate of 28 g/s when burning paraffin and high-density polyethylene (HDPE). Solid matrices of acrylic (PMMA) and synthetic rubber (PB) were also tested. The regression rate of paraffin ranged from 0.17 to 0.25 mm/s when gaseous oxygen was injected through the polyethylene plate, and from 0.24 to 0.33 mm/s with the metallic plate. According to a review of the global literature, the tested hybrid engine, with an internal diameter of 130 mm, is the largest ever operated stably in the proposed configuration. Finally, a theoretical thrust of 376 N was estimated in the final test by increasing the chamber pressure to 7 bar, which resulted in a paraffin regression rate of 0.78 mm/s.

Keywords: Motor. Rocket. Swirl. End-burning. Hybrid.

Lista de figuras

| | | |
|-------------|---|----|
| Figura 1.1 | Lançamento de foguete na Base de Alcântara. | 18 |
| Figura 2.1 | Esquema da zona de combustão de motor de foguete híbrido (Humble; Gary; Larson, 1995). | 22 |
| Figura 2.2 | Zonas de concentração de combustível durante pirólise (Kuo; Chiaverini, 2007). | 24 |
| Figura 2.3 | Regime híbrido dependente da taxa de regressão (Sutton; Biblarz, 2011). | 29 |
| Figura 2.4 | Representação das forças que geram o empuxo do motor (Alves <i>et al.</i> , 2020). | 30 |
| Figura 2.5 | Testes de queima de hidrocarbonetos realizados na Universidade de Stanford (Karabeyoglu; Altman; Cantwell, 2002). | 34 |
| Figura 2.6 | Motor end-burning com configuração swirl (Sakurai; Oishige; Saito, 2019). | 36 |
| Figura 2.7 | Motor end-burning com configuração axial (Kato <i>et al.</i> , 2002). | 37 |
| Figura 2.8 | Esquema de motor de foguete híbrido tradicional (El-Sayed, 2016). | 38 |
| Figura 2.9 | Motor em configuração de injeção em vórtice (Knuth <i>et al.</i> , 2002). | 41 |
| Figura 3.1 | Protótipo do motor SARA apoiado em estrutura de metal na posição horizontal. | 43 |
| Figura 3.2 | Diagrama esquemático da bancada de testes. | 45 |
| Figura 3.3 | Swirler: Soluções 1 e 2 / Solução 3. | 47 |
| Figura 3.4 | Vista de corte: Solução 1 e 2 / Solução 3. | 47 |
| Figura 3.5 | Base suporte para furação. | 48 |
| Figura 3.6 | Swirler fabricado. | 48 |
| Figura 3.7 | Motor na posição de testes. | 50 |
| Figura 3.8 | (1) Motor completamente aberto / (2) Motor parcialmente aberto. | 52 |
| Figura 3.9 | Testes preliminares 1 a 5 do motor. | 52 |
| Figura 3.10 | Teste com end-burning / Teste sem end-burning. | 54 |
| Figura 3.11 | Desenho Solidworks 2018 das alterações preliminares no motor. | 54 |
| Figura 3.12 | Sistema alternativo de ignição. | 55 |
| Figura 3.13 | Tubo de aço inox. | 56 |
| Figura 3.14 | Proteção metálica do swirler. | 56 |
| Figura 3.15 | Configuração final 1 do motor. | 57 |

| | | |
|-------------|--|----|
| Figura 3.16 | Vista de corte: (1) Configuração final 1 / (2) Configuração final 2. | 58 |
| Figura 3.17 | Teste experimental: (1) Configuração final 1 / (2) Configuração final 2. | 58 |
| Figura 3.18 | Teste final. | 59 |
| Figura 3.19 | Motor operando com PB como matriz sólida. | 60 |
| Figura 3.20 | Motor operando com PPMA como matriz sólida. | 60 |
| Figura 3.21 | Padrão formado na superfície sólida do PMMA. | 61 |
| Figura A.1 | (1) Cilindro com mistura de ar com oxigênio dedicado à ignição. / (2) Cilindro de GLP / (3) Cilindro de oxigênio. | 85 |
| Figura A.2 | Compressor de ar atmosférico. | 85 |
| Figura A.3 | Cilindros do reservatório de ar atmosférico. | 86 |
| Figura A.4 | (1) Sistema de ignição / (2) Sistema elétrico para controle de válvulas. . | 86 |
| Figura B.1 | Linhas de escoamento e distribuição de temperatura da tocha de ignição (Shynkarenko; Simone, 2020). | 87 |
| Figura B.2 | Tocha acoplada ao motor. | 87 |

Lista de tabelas

| | | |
|------------|--|----|
| Tabela 2.1 | Parâmetros de queima de propelentes (Brandão; Veras; Silveira, 2023). | 28 |
| Tabela 4.1 | Dados experimentais da segunda bateria de testes preliminares. | 62 |
| Tabela 4.2 | Resultados experimentais da primeira bateria de testes finais. | 63 |
| Tabela 4.3 | Resultados experimentais da segunda bateria de testes finais. | 63 |
| Tabela 4.4 | Resultados experimentais do motor SARA com diferentes configurações (Bertoldi <i>et al.</i> , 2019). | 64 |
| Tabela 4.5 | Resumo dos resultados experimentais (Oishige; Hayashi; Sakurai, 2016). | 64 |
| Tabela 4.6 | Comparação dos resultados. | 65 |
| Tabela 4.7 | Resultados do teste final. | 66 |

Lista de abreviaturas e siglas

| | |
|------|---|
| AEB | Agência Espacial Brasileira |
| CEA | Centro Espacial de Alcântara |
| EP | Propulsão elétrica |
| ESA | Agência Espacial Européia |
| FPH | Foguetes a propelentes híbridos |
| GLP | Gás liquefeito de petróleo |
| HTPB | Polibutadieno hidroxilado |
| IAE | Instituto de Aeronáutica e Espaço |
| INPE | Instituto nacional de pesquisas espaciais |
| SARA | Satélite de Reentrada Atmosférica |
| UnB | Universidade de Brasília |

Lista de símbolos

Símbolos romanos

| | |
|----------------|---|
| \dot{m} | Fluxo de massa do propelente |
| \dot{m}_f | Fluxo mássico de combustível |
| \dot{m}_{ox} | Fluxo mássico do oxidante |
| a | Coefficiente de taxa de regressão |
| A^* | Área da garganta do bocal |
| A_e | Área da saída do bocal |
| A_{inj} | Área da seção transversal de saída do injetor |
| A_{ori} | Área do orifício |
| A_{port} | Área do canal do combustível |
| b | Expoente determinado empiricamente |
| C^* | Velocidade característica |
| C_d | Coefficiente de descarga |
| c_{ox}^* | Velocidade característica do oxidante |
| D_0 | Diâmetro de entrada |
| D_e | Diâmetro de saída |
| d_f | Diâmetro final do canal |
| d_i | Diâmetro inicial do canal |
| G | Fluxo de massa do oxidante |
| g | Gravidade local |
| I_t | Impulso total |
| I_{sp} | Impulso específico |
| m | Expoente da distancia axial |
| N | Número de entradas de oxidante |
| n | Expoente do fluxo de massa |
| P | Pressão |
| P_a | Pressão ambiente |
| P_c | Pressão na câmara de combustão |
| P_e | Pressão no plano de saída do bocal |
| p_f | Pressão do fluido |
| Q_w | fluxo total de calor |
| R | Constante dos gases do produto combustão |
| S | Número de entradas de oxidante |
| S_θ | Fluxo axial do momento de swirl |
| S_x | Fluxo axial do momento axial |
| T | Empuxo |

| | |
|-------|---|
| t | Tempo |
| T_c | Temperatura na câmara de combustão |
| u_e | Velocidade de saída do bocal |
| v | Velocidade |
| V_e | Componente de velocidade na saída do bocal |
| V_x | Componente de velocidade na direção x |
| x | Distância axial do orifício |
| D | Diâmetro |
| h | Coefficiente de transferência de calor convectivo |
| Re | Número de Reynolds |

Símbolos gregos

| | |
|------------|---|
| ΔT | Diferença de temperatura |
| γ | Razão de calor específico |
| μ | Viscosidade dinâmica |
| ρ | Densidade |
| $\sum F_x$ | Somatório de forças na direção x |
| θ | Ângulo entre a linha de injeção e a superfície do combustível |

Sumário

| | | |
|----------|---|-----------|
| 1 | INTRODUÇÃO | 17 |
| 1.1 | PROPULSÃO HÍBRIDA | 17 |
| 1.2 | OBJETIVOS GERAIS | 19 |
| 1.3 | OBJETIVOS ESPECÍFICOS | 19 |
| 2 | REVISÃO BIBLIOGRÁFICA | 20 |
| 2.1 | SISTEMAS DE PROPULSÃO DE FOGUETE | 20 |
| 2.1.1 | Propulsão sólida | 20 |
| 2.1.2 | Propulsão líquida | 20 |
| 2.1.3 | Propulsão híbrida | 20 |
| 2.1.4 | Propulsão elétrica | 21 |
| 2.1.5 | Propulsão nuclear | 21 |
| 2.2 | COMBUSTÃO HÍBRIDA | 22 |
| 2.2.1 | Teoria Clássica | 22 |
| 2.2.2 | Transferência de calor | 23 |
| 2.2.3 | Taxa de Regressão | 24 |
| 2.3 | PROPELENTES HÍBRIDOS | 27 |
| 2.4 | BALÍSTICA INTERNA EM MOTORES HÍBRIDOS | 28 |
| 2.4.1 | Processos da combustão híbrida | 28 |
| 2.4.2 | Parâmetros de desempenho | 29 |
| 2.5 | QUEIMA PLANA (END-BURNING) | 35 |
| 2.5.1 | Configuração swirl | 36 |
| 2.5.2 | Configuração axial | 36 |
| 2.6 | COMPONENTES DO MOTOR | 37 |
| 2.6.1 | Câmara de Combustão | 38 |
| 2.6.2 | Sistema de Injeção | 39 |
| 2.6.3 | Bocal convergente-divergente | 41 |
| 3 | METODOLOGIA EXPERIMENTAL | 43 |
| 3.1 | BANCADA EXPERIMENTAL | 44 |
| 3.2 | CONTROLE DA BANCADA | 44 |
| 3.3 | DESENHO DO MOTOR | 46 |
| 3.4 | PREPARAÇÃO PARA OS TESTES | 47 |
| 3.4.1 | Fabricação do combustível | 47 |
| 3.4.2 | Fabricação do swirler | 48 |
| 3.4.3 | Dimensionamento dos parâmetros de operação do motor | 49 |

| | | |
|----------|---|-----------|
| 3.4.4 | Metodologia para cálculo da taxa de regressão | 49 |
| 3.5 | DESAFIOS NA PREPARAÇÃO DO MOTOR | 50 |
| 3.6 | TESTES PRELIMINARES | 51 |
| 3.6.1 | Sistema de ignição | 51 |
| 3.6.2 | Primeira etapa de testes | 52 |
| 3.6.3 | Segunda etapa de testes | 54 |
| 3.7 | TESTES FINAIS | 55 |
| 3.7.1 | Configuração final 1 | 55 |
| 3.7.2 | Configuração final 2 | 57 |
| 3.7.3 | Desenho das configurações finais | 57 |
| 3.7.4 | Teste de queima com borracha sintética (PB) e acrílico (PMMA) | 59 |
| 4 | RESULTADOS E DISCUSSÃO | 62 |
| 4.1 | RESULTADOS DOS TESTES PRELIMINARES | 62 |
| 4.2 | RESULTADOS DOS TESTES FINAIS | 62 |
| 4.3 | ANÁLISE E DISCUSSÃO DOS RESULTADOS | 63 |
| 5 | CONCLUSÃO | 67 |
| | Referências | 69 |
| | Apêndices | 74 |
| | Apêndice A Desenhos técnicos | 75 |
| | Apêndice B Códigos EES | 79 |
| | Apêndice C Código Arduino | 82 |
| | Anexos | 84 |
| | Anexo A Componentes da bancada experimental | 85 |
| | Anexo B Tocha | 87 |

1 INTRODUÇÃO

O desenvolvimento científico moderno dos motores de foguete começou no século XIX, com o trabalho de pioneiro de (Tsiolkovsky, 1903) sobre a exploração espacial e os princípios dos foguetes. Tsiolkovsky é frequentemente considerado o pai da cosmonáutica teórica.

No início do século XX, um cientista americano (Goddard, 1921), fez contribuições fundamentais ao desenvolvimento dos motores de foguete de combustível líquido. Em 1926, ele lançou o primeiro foguete de combustível líquido bem-sucedido, que é considerado um marco na história dos foguetes modernos.

No século XXI, os foguetes se tornam um potencial grande transformação nos transportes. Embora seja verdade que até agora poucas pessoas tenham viajado em veículos espaciais, o número de missões de lançamento de satélites aumentou significativamente, tanto para comunicação comercial quanto doméstica (Turner, 2008).

Nas últimas décadas, o desenvolvimento de motores de foguete continuou a avançar, com ênfase em eficiência, reutilizabilidade e exploração do espaço profundo. Empresas privadas como SpaceX e Blue Origin têm liderado inovações significativas. O motor Merlin da SpaceX, usado no foguete Falcon 9, é um exemplo de um motor de foguete reutilizável que tem reduzido significativamente os custos de lançamento.

1.1 PROPULSÃO HÍBRIDA

Os EUA têm investido recentemente na tecnologia motores de foguete híbridos. A empresa SpaceShipOne, da Scaled Composites, utilizou um motor híbrido para se tornar a primeira nave espacial tripulada financiada por privados a alcançar o espaço em 2004. O motor utilizava uma combinação de HTPB (polibutadieno hidroxilado, um tipo de borracha sintética) como combustível sólido e óxido nitroso (N_2O) como oxidante.

Na Europa, a Agência Espacial Europeia (ESA) e outras entidades privadas têm explorado motores híbridos como parte de suas estratégias de lançamento. A Nammo, uma empresa norueguesa, está desenvolvendo motores híbridos para uso em microsatélites e lançadores pequenos, visando reduzir os custos e aumentar a flexibilidade das missões.

No Brasil, a Agência Espacial Brasileira (AEB) tem colaborado com universidades e institutos de pesquisa para desenvolver motores híbridos. O Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE) e outras instituições têm realizado testes com motores híbridos para pequenos satélites, buscando soluções mais econômicas e eficientes para o programa espacial brasileiro.



Figura 1.1 – Lançamento de foguete na Base de Alcântara.

Fundada em 2017, a Innospace consolidou sua posição no mercado de pequenos satélites com o propósito de oferecer lançamentos espaciais acessíveis e confiáveis. Em 19 de março de 2023, a empresa sul-coreana alcançou um marco histórico ao lançar o foguete HANBIT-TLV a partir do Centro Espacial de Alcântara (CEA), no Maranhão. Esse feito tornou a Innospace a primeira companhia privada a operar na base brasileira, utilizando a área SISPLAT/VLS. O HANBIT-TLV, um foguete de tecnologia híbrida, combina propulsores à base de oxigênio líquido e parafina, resultando em uma estrutura mais simplificada, além de maior segurança e eficiência. Com o sucesso do lançamento, novas operações estão previstas para 2025, consolidando ainda mais a parceria internacional e a relevância do Brasil no cenário espacial global.

A pesquisa realizada na Universidade de Brasília (UnB) tem contribuído significativamente para o avanço da tecnologia de motores híbridos no Brasil e no mundo. Além de desenvolver novas tecnologias, a UnB tem desempenhado um papel importante na formação de engenheiros e cientistas altamente qualificados, que estão preparados para enfrentar os desafios do setor aeroespacial. Trabalhos como (Viegas; Salemi, 2000), (Santos *et al.*, 2006), (Cás *et al.*, 2012), (Gonçalves, 2015), (Shynkarenko *et al.*, 2019), (Azevedo *et al.*, 2019), (Bouziane *et al.*, 2019), (Bertoldi *et al.*, 2019), (Alimura, 2020) e (Carvalho, 2020) são exemplos de pesquisas feitas na UnB sobre o tema.

Os motores de foguete híbrido representam uma tecnologia promissora para o futuro da exploração espacial. Com o aumento da demanda por lançadores pequenos e de baixo custo, os motores híbridos podem se tornar uma escolha popular para várias aplicações, desde lançamentos de satélites até missões suborbitais de turismo espacial.

1.2 OBJETIVOS GERAIS

Testar a configuração de motor de foguete híbrido com queima plana e escoamento em swirl em uma escala dimensional 3,25 vezes maior comparado com a literatura, e avaliar seu desempenho experimentalmente. Desenvolver uma bancada de testes de baixo custo para viabilizar a validação dessa configuração. Esse conceito tem potencial para aplicações em missões de longa duração, que demandam baixo empuxo e alto impulso específico.

1.3 OBJETIVOS ESPECÍFICOS

Como objetivos específicos da pesquisa tem-se:

- Preparação de uma bancada experimental de baixo custo para viabilizar testes de sistemas propulsivos para foguetes e mísseis com queima plana do propelente sólido;
- Validação dos componentes principais da bancada, como sistema de ignição e injeção de oxidante principal;
- Projeto, fabricação e teste dos injetores de oxidante para escoamento em swirl;
- Teste e validação do motor com queima de diferentes propelentes sólidos;
- Determinação da taxa de regressão da parafina com queima plana e escoamento em swirl.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.1 SISTEMAS DE PROPULSÃO DE FOGUETE

A propulsão de foguetes é um campo complexo e diversificado, com várias abordagens tecnológicas que são usadas para alcançar o espaço. Cada tipo de propulsão tem suas características específicas, vantagens e desvantagens, e é escolhida com base nos requisitos da missão. A seguir, são destacadas as formas de propulsão mais conhecidas atualmente.

2.1.1 Propulsão sólida

Um foguete de propelente sólido, que é uma forma de propulsão química, é um sistema de propulsão relativamente simples. Ele é composto por um recipiente de alta pressão que abriga todos os componentes sólidos essenciais. O combustível e o oxidante são combinados de forma íntima e solidificados em uma massa sólida, conhecida como grão de propelente. Normalmente, o grão de propelente possui um orifício central, denominado perfuração, e pode ser moldado em diferentes formatos (Alemayehu; Solomon, 2020). Possui como vantagens a simplicidade de design, confiabilidade e facilidade de armazenamento e como desvantagem o fato que uma vez iniciado, o motor não pode ser desligado ou controlado facilmente.

2.1.2 Propulsão líquida

Uma câmara de combustão de foguete com propelente líquido transforma os propelentes em gases quentes e de alta pressão através da combustão, liberando a energia química do propelente e aumentando a energia interna do gás. Essas câmaras de combustão são geralmente tubulares. Os propelentes líquidos são introduzidos no plano de injeção com uma baixa velocidade axial, considerada nula nas análises de fluxo de gás. A combustão se desenvolve ao longo de toda a câmara, sendo finalizada na entrada do bocal. O calor liberado entre o ponto de injeção e a entrada do bocal aumenta o volume específico do gás. Para manter o fluxo de massa constante, o gás precisa ser acelerado em direção ao bocal, resultando em uma queda de pressão (Huzel, 1992). Vantagens: Alta eficiência, capacidade de controle de empuxo e possibilidade de reiniciar o motor. Desvantagens: Complexidade de design, necessidade de sistemas de pressurização e armazenamento criogênico.

2.1.3 Propulsão híbrida

Os Foguetes a Propelentes Híbridos (FPH) combinam oxidante e combustível que estão em diferentes estados físicos. Normalmente, o sistema híbrido possui o combustível em estado sólido, armazenado na câmara de combustão. O oxidante, que pode ser líquido ou

gasoso, é fornecido através de um sistema semelhante ao dos foguetes a propelentes líquidos convencionais. O combustível sólido se vaporiza com o calor gerado pela combustão e se mistura com o oxidante vaporizado para produzir a combustão. Os gases aquecidos são expelidos por um bocal convergente/divergente. Foguetes híbridos são mais simples que os bipropelentes líquidos, podem fornecer um impulso específico maior que os propelentes sólidos, são geralmente mais seguros que outros sistemas e os produtos da exaustão não são tóxicos. As desvantagens podem incluir uma baixa densidade de empacotamento em comparação com foguetes a propelentes sólidos e um desempenho inferior em comparação com bipropelentes líquidos (Bertoldi, 2009).

2.1.4 Propulsão elétrica

A propulsão elétrica (EP) refere-se a qualquer tecnologia de propulsão que utiliza eletricidade para aumentar a velocidade de saída do propelente. Existem várias métricas para avaliar os propulsores elétricos, mas os planejadores de missões e aplicações estão principalmente focados no empuxo, no impulso específico e na eficiência total ao relacionar o desempenho do propulsor com a massa entregue e a alteração na velocidade da espaçonave durante os períodos de empuxo. Esses propulsores funcionam em uma faixa de potência que vai de centenas de watts a dezenas de quilowatts, com um impulso específico (Isp) variando de milhares a dezenas de milhares de segundos, e geralmente produzem níveis de empuxo na ordem de frações de newton. Propulsores de íons e de efeito Hall geralmente utilizam gases inertes pesados, a exemplo do xenônio, como propelente (Goebel; Katz; Mikellides, 2023).

2.1.5 Propulsão nuclear

O motor de foguete nuclear é visto como um forte concorrente para o sistema de propulsão de veículos espaciais tripulados que viajam entre planetas. Para essas aplicações, podem ser considerados três tipos principais de foguetes nucleares: de núcleo sólido, de núcleo líquido e de núcleo gasoso (Rom, 1968). Além de possuir um alto impulso específico (cerca de 850 a 1000 segundos) e uma relação empuxo-peso do motor (aproximadamente de 3 a 10), o foguete térmico nuclear pode ser configurado como um sistema de "modo duplo". Isso permite que ele também gere energia elétrica para sistemas ambientais da espaçonave, comunicações e operações avançadas do estágio, como a refrigeração para armazenamento prolongado de hidrogênio líquido (Borowski *et al.*, 1995).

2.2 COMBUSTÃO HÍBRIDA

2.2.1 Teoria Clássica

A queima do propelente híbrido é um processo bastante complexo, que ainda não foi completamente entendido, devido aos processos físicos como vaporização, difusão de espécies, mistura e transferência de calor que ocorrem tanto para o combustível sólido quanto para o oxidante líquido, além da liberação de calor proveniente das reações químicas exotérmicas durante a combustão. O combustível líquido, ao ser injetado na câmara de combustão pouco antes do grão de combustível, se transforma em um spray e, em seguida, vaporiza devido à transferência de calor da zona de combustão através de condução, convecção e radiação. Da mesma forma, o calor da chama e dos produtos de combustão quentes faz com que o combustível sólido passe por pirólise e gaseificação, transformando-se em gás. Tanto o oxidante quanto o combustível sólido passam por reações químicas complexas, gerando vários produtos intermediários e liberando uma grande quantidade de calor em uma zona restrita da câmara de combustão (Mishra, 2017).

Como o grão de combustível em um motor híbrido clássico não contém oxidante, os processos de combustão ocorrem na fase gasosa, resultando em uma regressão da superfície do combustível que é bem diferente da de um motor de foguete sólido. A combustão do combustível sólido só ocorre após sua vaporização, o que significa que a regressão da superfície do combustível está intimamente ligada à dinâmica dos fluidos no porto de combustão e à transferência de calor para a superfície do grão de combustível (Sutton; Biblarz, 2011).

A Fig. 2.1 demonstra como acontece o processo de combustão em um motor de foguete híbrido tradicional.

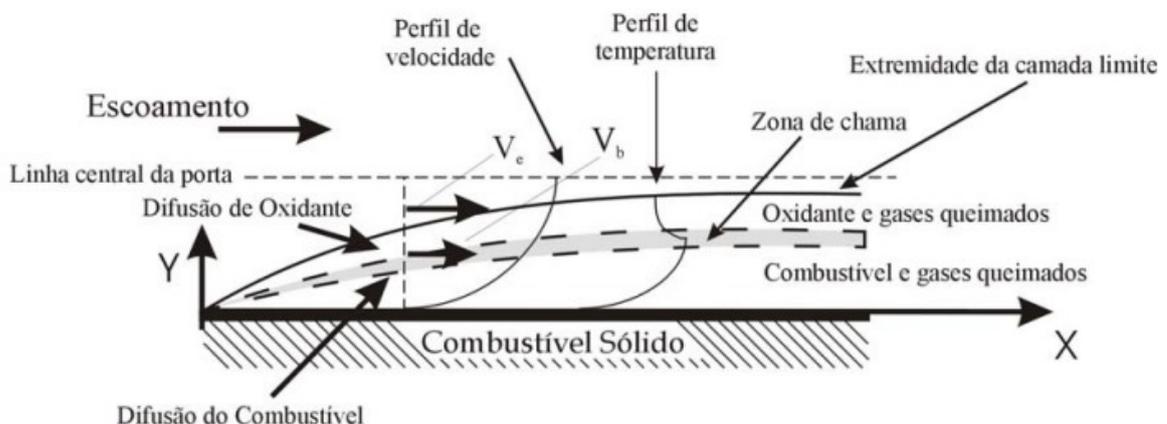


Figura 2.1 – Esquema da zona de combustão de motor de foguete híbrido (Humble; Gary; Larson, 1995).

O modelo de combustão proposto por (Marxman; Gilbert, 1963) de um motor híbrido assemelha-se ao de uma chama de difusão turbulenta, com a zona de combustão estabelecida

dentro da camada limite. Neste sistema, o combustível chega à camada limite devido à sublimação na superfície da parede, enquanto o oxidante é introduzido na camada limite a partir do fluxo principal. A combustão ocorre quando uma proporção adequada de mistura é atingida. Isso sugere um modelo para o processo de combustão híbrida onde a zona de chama é considerada, em uma primeira aproximação, como uma descontinuidade nos gradientes de temperatura e nos perfis de composição, conforme ilustrado na Fig. 2.1. De acordo com esse modelo, a camada limite é composta por duas zonas: uma acima da chama, onde os gradientes de temperatura e de velocidade são opostos, e outra abaixo da chama, onde os gradientes seguem a mesma direção. A zona abaixo da chama é a camada limite eficaz para a transferência de calor para a parede, enquanto ambas as zonas, juntas, formam a camada limite para a transferência de momento.

Após a vaporização do combustível, o vapor é expelido em direção à chama formada pela combustão, enquanto o oxidante é transportado da região central da porta de combustível até a chama através da difusão turbulenta. A chama se estabelece dentro da camada limite, conforme as condições estequiométricas em que a combustão ocorre. A espessura dessa camada limite na região da chama é determinada pela taxa de reação de oxidação (Sutton; Biblarz, 2011).

2.2.2 Transferência de calor

Quando o oxidante é injetado na câmara com alta taxa de fluxo de massa e pressão, as reações começam em uma fina camada limite logo acima da superfície do combustível. A alta temperatura de combustão que se segue ajuda a manter a vaporização do combustível sólido. A chama de difusão que resulta se parece com a de uma vela comum: os gases de combustão quentes fazem uma fina camada de combustível sofrer pirólise e vaporização, e as partículas de oxidante e combustível reagem ao longo das áreas expostas do porto em várias zonas com concentração de combustível decrescente. Esse processo é ilustrado na Fig. 2.2, onde camadas empilhadas com frações decrescentes de combustível mostram a separação do oxidante do grão de combustível sólido. Os gases de reação atravessam o porto de combustão e se expandem pelo bocal. Ao regular o oxidante, a produção de gases de escape e o impulso correspondente podem ser ajustados, permitindo que foguetes híbridos tenham capacidades de aceleração e reinício (Kuo; Chiaverini, 2007).

(El-Sayed, 2016) explica que a reação química entre os propelentes (normalmente um combustível e um oxidante) ocorre dentro da câmara, gerando gases. A energia dessa reação de alta pressão aquece os gases resultantes a temperaturas extremamente altas (2000–3500 °C). Esses gases aquecidos são depois expandidos no bocal convergente-divergente, onde são acelerados a velocidades elevadas (2000–4500 m/s). O projeto, a forma e o tamanho do bocal são essenciais para o funcionamento eficiente do sistema de propulsão.

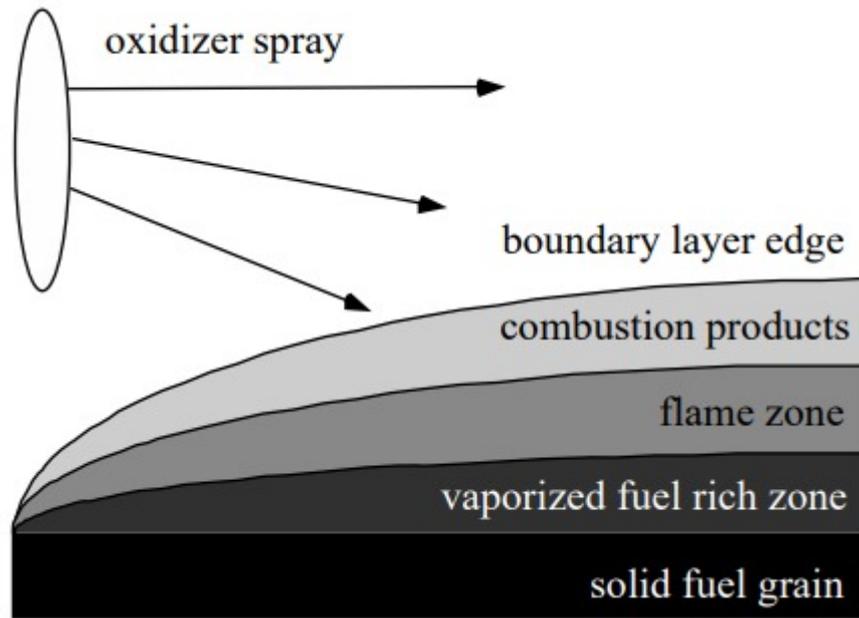


Figura 2.2 – Zonas de concentração de combustível durante pirólise (Kuo; Chiaverini, 2007).

O modelo de Marxman baseia-se na ideia central de que o calor transferido do gás para a superfície do combustível sólido é equivalente à energia necessária para a vaporização do combustível. Nesse modelo, presume-se que o combustível sólido passe pelos processos de pirólise e vaporização, características típicas de combustíveis híbridos (Marquardt; Majdalani, 2019). Essa relação pode ser descrita pela equação:

$$\dot{Q}_w = \dot{m}_f'' h_v = \rho_f \dot{r} h_v, \quad (2.1)$$

onde \dot{Q}_w é o fluxo total de calor recebido pela parede, \dot{m}_f'' é o fluxo mássico do combustível liberado na superfície, \dot{r} é a taxa de regressão do combustível sólido, h_v é o calor efetivo de gaseificação (incluindo o calor de fusão, vaporização, aquecimento do combustível, e o calor gerado pela reação de degradação do polímero), e ρ_f é a densidade do combustível. Simultaneamente, o calor transferido para a superfície é descrito pela transferência de calor convectiva:

$$\dot{Q}_w = h \Delta T, \quad (2.2)$$

em que h é o coeficiente de transferência de calor convectiva e ΔT é a diferença de temperatura entre o gás quente e a superfície do combustível.

2.2.3 Taxa de Regressão

Para (Chiaverini *et al.*, 2000) os estudos sobre a combustão em foguetes híbridos são complexos devido à interação entre a taxa de regressão do combustível sólido e a aerodi-

nâmica do fluxo da camada limite reativa que passa pelo grão de combustível. A taxa de regressão do combustível sólido é um parâmetro imprescindível na análise da propulsão de foguetes híbridos. Embora vários modelos e teorias tenham sido desenvolvidos nas últimas décadas para explicar esse comportamento, na literatura tem historicamente faltado dados empíricos realistas suficientes sobre a taxa de regressão para validar esses modelos nas condições operacionais esperadas para motores de foguetes híbridos práticos.

Na propulsão híbrida, a taxa de regressão do combustível sólido é um parâmetro fundamental para prever o desempenho. Os primeiros estudos sobre as características de regressão de motores de foguete híbridos geralmente usavam valores médios da taxa de regressão, medindo a geometria ou a massa do combustível antes e depois da queima do motor. Esses dados foram utilizados para criar correlações que envolvem o fluxo de massa elevado a uma potência empírica. Embora essas correlações se ajustem bem aos dados experimentais de uma configuração específica de motor, há uma dificuldade em saber se essas correlações podem ser aplicadas a diferentes tamanhos de motor (Kuo; Chiaverini, 2007).

A teoria limitada por difusão proposta por (Marxman; Gilbert, 1963) estabelece que a taxa de regressão (\dot{r}) de combustíveis sólidos em motores híbridos segue uma relação exponencial com o fluxo mássico do oxidante (G). Essa conclusão é fundamentada na interação entre a transferência de calor para a superfície do combustível e o comportamento do escoamento turbulento, descrito pelo número de Reynolds (Re).

O número de Reynolds (Re) é um parâmetro adimensional que indica o regime de escoamento em um fluido, sendo definido pela relação entre forças inerciais e forças viscosas. Ele é dado por:

$$Re = \frac{\rho v D}{\mu}, \quad (2.3)$$

onde ρ é a densidade do fluido, v é a velocidade característica, D é um comprimento característico (como o diâmetro hidráulico) e μ é a viscosidade dinâmica do fluido. Quando o número de Reynolds é elevado ($Re > 4000$), o escoamento geralmente é turbulento, caracterizado por intensas flutuações de velocidade e maior mistura dos componentes.

No regime turbulento, o coeficiente de transferência de calor por convecção (h) é proporcional a uma potência do número de Reynolds:

$$h \propto Re^b, \quad (2.4)$$

onde b é um expoente determinado empiricamente. O número de Reynolds, por sua vez, está diretamente relacionado ao fluxo mássico do oxidante (G):

$$Re \propto G. \quad (2.5)$$

Combinando essas relações, o coeficiente de transferência de calor convectiva h pode ser expresso como uma função do fluxo mássico:

$$h \propto G^b. \quad (2.6)$$

Substituindo essa dependência na Eq. 2.2 e igualando à Eq. 2.1, tem-se:

$$\rho_f h_f \dot{r} \propto G^b \cdot \Delta T. \quad (2.7)$$

Isolando \dot{r} , obtém-se a lei da taxa de regressão:

$$\dot{r} \propto G^n, \quad (2.8)$$

em que $n = b$ é o expoente do fluxo de massa em regime turbulento.

Essa relação demonstra que a taxa de regressão do combustível segue uma lei exponencial com o fluxo mássico do oxidante. A dependência direta de G^n é explicada pela redução da espessura da camada limite turbulenta em maiores números de Reynolds, o que aumenta os gradientes de temperatura e concentração na superfície do combustível, intensificando o transporte de calor e massa.

Conforme a teoria de Marxman, a taxa de regressão instantânea dada pela Eq. 2.9 local do combustível híbrido pode ser descrita por uma fórmula de potência que considera o fluxo de massa do oxidante e a posição axial ao longo do motor.

$$\dot{r} = aG^n x^m, \quad (2.9)$$

onde a é o coeficiente de taxa de regressão e x é a distância axial do orifício e m é o expoente da distancia axial.

Os valores convencionais para os expoentes de fluxo de massa e comprimento são 0,8 e -0,2, respectivamente. Esses valores são baseados em argumentos de transferência de calor em uma camada limite turbulenta e foram deduzidos para uma camada limite totalmente turbulenta se desenvolvendo sobre uma placa plana sem diluição do oxidante no fluxo principal ao longo do eixo do duto cilíndrico. No entanto, a combustão em foguetes híbridos é muito mais complexa. A chama de difusão que se forma sobre a superfície do combustível se adapta à geometria cilíndrica interna do tubo. Como resultado, a jusante da posição axial onde as camadas limites se fundem, a concentração de oxidante na linha central começa a diminuir devido à diluição pelos produtos da combustão. O expoente de fluxo pode variar de 0,5 a 0,8 na maioria dos sistemas híbridos. O coeficiente a pode ser considerado constante para uma determinada combinação de propelentes. É importante notar que, em condições extremas de fluxo de massa (muito alto ou muito baixo) ou em sistemas de combustível com carga de metal, a expressão da taxa de regressão torna-se

dependente da pressão. Neste caso, o coeficiente a pode ser tratado como uma função da pressão da câmara. Para as condições operacionais típicas de foguetes híbridos, o efeito da pressão na taxa de regressão é geralmente insignificante (Karabeyoglu; Cantwell; Zilliac, 2007).

2.3 PROPELENTES HÍBRIDOS

De acordo com (Mishra, 2017), um motor de foguete híbrido é capaz de usar propelentes tanto líquidos quanto sólidos ao mesmo tempo. Por exemplo, o oxidante pode estar na forma líquida, enquanto o combustível pode ser sólido, ou o contrário. Pesquisadores têm explorado várias combinações de combustíveis sólidos e líquidos e oxidantes líquidos e sólidos para projetar e desenvolver motores de foguete híbridos. No entanto, a combinação de oxidante líquido com combustível sólido é a mais comum no design desses motores. A combinação oposta, de oxidante sólido e combustível líquido, é menos utilizada, já que a maioria dos oxidantes sólidos está disponível em forma cristalina, o que dificulta a moldagem em um formato específico de grão de propelente.

Uma decisão fundamental ao desenvolver um sistema de propulsão para uma missão específica é a seleção dos propelentes. É necessário levar em conta fatores como desempenho, custos dos propelentes e impacto ambiental. Além disso, a segurança e a facilidade de operação são cruciais na escolha do sistema, juntamente com os objetivos específicos da missão. A qualidade do projeto do veículo define os níveis de desempenho, geralmente baseados na massa do propelente e no impulso específico. Um limite mínimo aceitável para o impulso específico elimina algumas opções. Por exemplo, se for necessário um I_{sp} no vácuo superior a 340 segundos, pode ser preciso limitar-se ao uso de O_2 ou flúor. O desempenho em foguetes de propulsão híbrida é avaliado analisando I_{sp} e c^* . A vantagem de usar c^* é que ele depende apenas da temperatura e das propriedades do gás, sendo independente do projeto da tubeira. Após definir as combinações possíveis que atendem às exigências de desempenho, escolhem-se os propelentes com base na estabilidade, transporte, ignição, toxicidade, entre outros fatores. A escolha do combustível geralmente depende do custo e do processo exigido na fabricação do grão combustível (Bertoldi, 2009).

A tabela 2.1 apresenta possíveis combinações de pares de oxidante com combustíveis testadas experimentalmente. A partir dela, pode-se comparar resultados experimentais de queima dos propelentes por meio de parâmetros como densidade do combustível, taxa de regressão e impulso específico.

| Oxidante | Combustível | ρ_f (kg.m ⁻³) | Taxa de regressão | Isp (s) |
|-----------------------------------|-------------|--------------------------------|-------------------|---------|
| LOX | Parafina | 910 | Alta | 340 |
| LOX | HTPB | 920 | Média | 360 |
| LOX | Polietileno | 941 | Média | 300 |
| N ₂ O | Parafina | 910 | Alta | 310 |
| N ₂ O | HTPB | 920 | Baixa | 250 |
| N ₂ O | ABS | 975 | Baixa | 272 |
| H ₂ O ₂ 90% | ABS | 975 | Média | 302 |
| H ₂ O ₂ 98% | Parafina | 910 | Alta | 320 |
| H ₂ O ₂ 98% | Polietileno | 941 | Baixa | 228 |
| H ₂ O ₂ 98% | HTPB | 920 | Média | 320 |
| HAN 95% | HTPB | 920 | Baixa | 260 |
| HAN 95% | Parafina | 910 | Baixa | 302 |

Tabela 2.1 – Parâmetros de queima de propelentes (Brandão; Veras; Silveira, 2023).

2.4 BALÍSTICA INTERNA EM MOTORES HÍBRIDOS

2.4.1 Processos da combustão híbrida

Conforme descrito por (Humble; Gary; Larson, 1995), dentro da câmara de combustão de um foguete híbrido, um líquido atomizado ou vaporizado flui através do canal de combustão e reage próximo à superfície do combustível sólido. Os principais fatores que influenciam a combustão são a quantidade de calor transferida para a superfície sólida e o calor necessário para a vaporização do combustível sólido. O fluxo de massa do oxidante define a quantidade de calor gerada na zona de combustão, o que, por sua vez, afeta a transferência de calor e o nível de empuxo produzido.

(Bertoldi, 2009) explica que na prática, o projeto balístico de um sistema de propulsão híbrida requer uma compreensão completa de como a taxa de regressão está relacionada ao fluxo de massa e a outros parâmetros operacionais essenciais, como a pressão e o comprimento do grão. Essa relação é conhecida como "Lei da taxa de regressão" e cada combinação de propelentes possui uma fórmula única para a taxa de regressão, devido às diferentes propriedades termofísicas e termoquímicas de cada propelente.

A Fig.2.3 descreve o comportamento geral de oxidante e combustível sólido para regimes distintos de fluxo de massa de oxidante.

Segundo (Sutton; Biblarz, 2011), na Fig. 2.3, são identificados três regimes distintos à medida que aumenta a velocidade do fluxo de massa de oxidante. No regime de baixo fluxo de massa, os fenômenos de transferência de calor por radiação se manifestam por meio dos efeitos de pressão e diâmetro na transmissividade óptica do gás propelente, e podem também resultar da presença de carga de metal (no 'limite de fusão', o grão de combustível pode derreter, carbonizar ou sofrer decomposição interna). A faixa intermediária

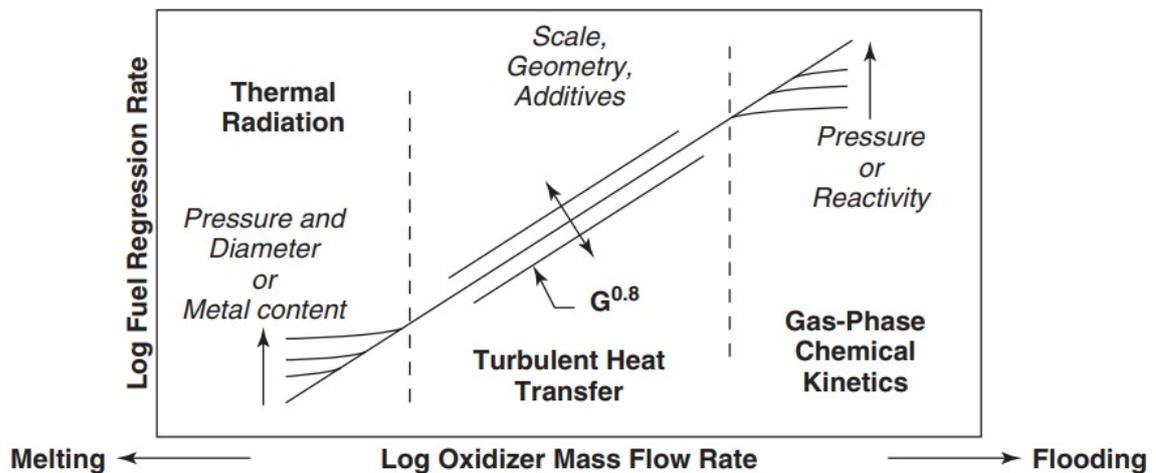


Figura 2.3 – Regime híbrido dependente da taxa de regressão (Sutton; Biblarz, 2011).

é caracterizada por transferência de calor e massa totalmente turbulenta, com a taxa de regressão dependendo de G de maneira consistente com os resultados tradicionais de difusão convectiva. No regime de alto fluxo de massa, as reações químicas das cinéticas gasosas tornam-se evidentes, mostrando um tipo diferente de dependência da pressão (o 'limite de inundação' ocorre quando a chama é extinta devido às altas taxas de fluxo de oxidante, dependendo da pressão e da reatividade química dos propelentes).

2.4.2 Parâmetros de desempenho

2.4.2.1 Empuxo (T)

O empuxo é a força gerada por um sistema de propulsão de foguete que age sobre um veículo. Simplificadamente, é a reação na estrutura do foguete causada pela ejeção de matéria em alta velocidade. Esse fenômeno é similar ao que empurra uma mangueira de jardim para trás ou causa o recuo de uma arma de fogo. No caso da arma, o momento para frente da bala e da carga de pólvora é igual ao momento para trás do cano da arma. O momento é uma quantidade vetorial definida pelo produto da massa pela velocidade. Todas as hélices de navios e remos geram impulso para frente ao custo do momento das massas de água ou ar, que são aceleradas para trás. A propulsão de foguetes se diferencia principalmente pela magnitude relativa das massas e velocidades aceleradas. Na propulsão de foguetes, massas relativamente pequenas são transportadas dentro do veículo e ejetadas a altas velocidades (Sutton; Biblarz, 2011).

O empuxo gerado por um motor de foguete é uma das principais medidas de desempenho. Ele pode ser medido diretamente através de bancadas de teste de empuxo, onde o motor é fixado e o empuxo produzido é registrado usando células de carga e outros dispositivos de medição de força. A precisão na medição do empuxo é fundamental para avaliar a eficiência

e a performance do motor. As seguintes suposições são feitas para analisar o empuxo em uma situação ideal foguete:

- O fluxo de gases dentro de um motor de foguete é constante, resultando em uma taxa de fluxo de massa constante (\dot{m}).
- O fluido de trabalho é inteiramente gasoso, e quaisquer fases condensadas (líquidas ou sólidas) no fluxo do bocal são insignificantes em volume.
- Não há transferência de calor através das paredes do foguete, o que significa que o fluxo é adiabático.

A partir da análise da Fig.2.4, do desenvolvimento da Eq. 2.10 e da solução da Eq. 2.11 pode-se determinar o empuxo gerado pelo motor de foguete.

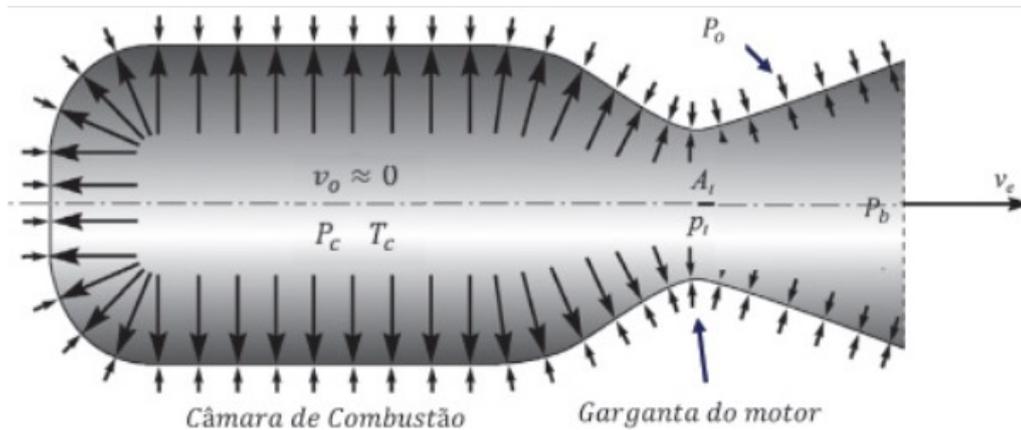


Figura 2.4 – Representação das forças que geram o empuxo do motor (Alves *et al.*, 2020).

$$\frac{d}{dt} \int_{CV} \rho V_x dV + \int_{CS} V_x (\rho V_x \cdot n) dA = \sum F_x, \quad (2.10)$$

em que $\sum F_x$ é o somatório de forças na direção x, V_x é o componente de velocidade na direção x, V_e é o componente de velocidade na saída do bocal, \dot{m} é a fluxo de massa do propelente, P_e é a pressão no plano de saída do bocal e P_a é a pressão ambiente.

Em motores que não utilizam o ar ambiente, não há entrada de ar no motor; portanto, o termo de momento de entrada é anulado ($\dot{m}_a u_a = 0$). Isso simplifica a equação do empuxo para a seguinte relação:

$$T = \dot{m} u_e + (P_e - P_a) A_e \quad (2.11)$$

onde u_e é a velocidade de saída do bocal e A_e é a área da saída do bocal.

O primeiro termo se refere ao empuxo de momento, que é o produto da taxa de fluxo de massa do propelente pela sua velocidade de exaustão em relação ao veículo. O segundo termo é o empuxo de pressão, calculado pelo produto da área da seção transversal na saída

do bocal (A_e), onde o jato de exaustão sai do veículo, e a diferença entre a pressão dos gases de exaustão na saída e a pressão do fluido ambiente. Quando a pressão de exaustão é menor que a pressão do fluido circundante, o empuxo de pressão se torna negativo. Devido ao fato de essa condição gerar um empuxo baixo e ser indesejável, o bocal do foguete é normalmente projetado para que a pressão de exaustão seja igual ou ligeiramente superior à pressão do fluido ambiente (El-Sayed, 2016).

2.4.2.2 Impulso específico (I_s)

(Kuo; Chiaverini, 2007) explicam que motores híbridos tendem a ter menores eficiências de combustão e podem sofrer variações no impulso específico comparado com motores a propelentes líquidos. Esses problemas geralmente resultam de uma mistura incompleta na zona de combustão e de resíduos remanescentes após a queima do propelente. No entanto, o impacto no impulso específico é relativamente pequeno. Em uso prático, os motores híbridos convencionais encontram-se em um ponto intermediário entre os foguetes de propelente líquido e os de propelente sólido. Os dados de desempenho típicos estão disponíveis na literatura acessível: para sistemas líquidos, o impulso específico varia entre 300 e 400 segundos; a maioria dos motores a propelentes sólidos funciona com um impulso entre 200 e 270 segundos; testes experimentais mostram que os motores híbridos têm um impulso específico entre 275 e 350 segundos. O impulso específico pode ser determinado pela Eqs. 2.12 e 2.13

$$I_{sp} = \frac{I_t}{g \int_0^t \dot{m} dt} = \frac{\int_0^t T dt}{g \int_0^t \dot{m} dt}, \quad (2.12)$$

sendo I_t o Impulso total, T o empuxo, t o tempo, g a gravidade local e \dot{m} o fluxo de massa.

Ao considerar o empuxo e o fluxo de massa constantes, a expressão pode ser reescrita como:

$$I_{sp} = \frac{T}{\dot{m}g} \quad (2.13)$$

2.4.2.3 Coeficiente de empuxo (C_F)

De acordo com (Mishra, 2017), em um bocal de foguete real, as linhas de fluxo não seguem paralelamente ao eixo do bocal. Isso resulta em uma angularidade do vetor de velocidade, o que diminui o empuxo real em comparação ao empuxo ideal. Também ocorre uma redução do empuxo devido à diminuição da velocidade, causada pela presença de camadas de contorno na superfície do bico. Essas variáveis fazem com que o empuxo real difira do ideal. Para avaliar esse impacto, utiliza-se o coeficiente de empuxo, que pode ser determinado pelas Eq. 2.14 e 2.15.

$$C_F = \frac{T}{P_c A^*}, \quad (2.14)$$

onde P_c é a pressão na câmara de combustão e A^* é a área da garganta do bocal.

A equação expandida pode ser escrita da seguinte forma:

$$C_F = \sqrt{\left(\frac{2\gamma^2}{\gamma-1}\right) \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right] + \left(\frac{P_e - P_a}{P_c}\right) \frac{A_e}{A^*}}, \quad (2.15)$$

em que γ é a razão de calor específico, P_e é a pressão de saída, P_a é a pressão atmosférica e A_e é a área de saída do bocal.

2.4.2.4 Velocidade característica (C^*)

Para (Sutton; Biblarz, 2017), a velocidade característica depende essencialmente das propriedades do propelente e do design da câmara de combustão, sendo independente das características do bocal convergente divergente. Portanto, pode servir como um parâmetro de avaliação para comparar diferentes combinações de propelentes e projetos de câmaras de combustão. Pode ser descrita pela expressão:

$$C^* = \frac{P_c A^*}{\dot{m}} = \sqrt{\frac{\gamma R T_c}{\gamma \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}}, \quad (2.16)$$

de modo que P_c e T_c são a pressão e temperatura na câmara de combustão.

2.4.2.5 Razão de queima (O/F)

De acordo com (Kuo; Chiaverini, 2007), a variação no fluxo de oxidante através do canal de combustível e o comportamento do grão durante a queima causam uma alteração na razão de mistura ao longo do tempo, devido ao aumento do tamanho do canal. Conforme discutido mais adiante, a ampliação da seção transversal do canal aumenta a área de queima do combustível, mas reduz a taxa de regressão do combustível. Esses dois efeitos geralmente não se equilibram, resultando em uma mudança (geralmente uma redução) na taxa total de produção de combustível, o que impacta o desempenho do sistema de propulsão. No entanto, a utilização de injetores secundários de oxidante e projetos inovadores de grãos pode compensar ou eliminar essa variação na razão de mistura.

Em um cenário ideal, a combustão com taxa infinita ocorre onde os fluxos de oxidante e combustível se encontram em uma razão estequiométrica, formando uma linha fina onde os produtos da combustão aparecem. No entanto, em uma situação real, com uma taxa de reação finita, a zona de chama se torna mais espessa, apresentando gradientes contínuos de temperatura e composição. O oxidante penetra na zona de chama a partir do núcleo do fluxo, por difusão, enquanto o combustível entra na camada limite após vaporizar na parede sólida. A zona de combustão é estabelecida onde uma razão de mistura (O/F) aproximadamente estequiométrica é atingida (Sutton; Biblarz, 2011).

O fluxo mássico do oxidante \dot{m}_{ox} pode ser obtido por meio do uso de um orifício sônico ou um venturi calibrado, ambos instalados na linha principal do oxidante, ou pela medição da massa de oxidante contida em um volume de controle ao passar pelos orifícios de um injetor. Para medições com o orifício sônico, a taxa de fluxo mássico pode ser expressa Eq. 2.17. Uma vez conhecido o fluxo de massa de propelente (\dot{m}), pode-se determinar o fluxo mássico de combustível (\dot{m}_f) pela Eq. 2.18:

$$\dot{m}_{ox} = p_f A_{ori} \frac{C_d}{c_{ox}^*}, \quad (2.17)$$

sendo p_f a pressão do fluido, A_{ori} a área do orifício, C_d o coeficiente de descarga e c_{ox}^* a velocidade característica do oxidante.

$$\dot{m} = \dot{m}_{ox} + \dot{m}_f. \quad (2.18)$$

A obtenção da razão de mistura (O/F) pode ser determinada pela Eq. 2.19 :

$$O/F = \frac{\dot{m}_{ox}}{\dot{m}_f}. \quad (2.19)$$

O fluxo de massa de oxidante (G_{ox}) por unidade de área é definido como:

$$G_{ox} = \frac{\dot{m}_{ox}}{N A_{port}}, \quad (2.20)$$

em que \dot{m}_{ox} é o fluxo de massa de oxidante, N é o número de entradas de oxidante e A_{port} é a área da seção transversal do canal.

Considerando as variações na seção transversal do canal do combustível, estima-se o valor médio para o fluxo de massa de oxidante (G_{ox}) usando a expressão 2.21.

$$G_{ox} = \frac{16\dot{m}_{ox}}{\pi(d_i + d_f)^2}, \quad (2.21)$$

onde d_i é o diâmetro inicial do canal e d_f é o diâmetro final do canal.

A Fig. 2.5 apresenta um gráfico de dados experimentais obtidos em testes de queima de hidrocarbonetos sólidos (armazenados em baixas temperaturas) usando oxigênio gasoso como oxidante para fins de comparação com HTPB, que é bastante utilizado na propulsão híbrida. É possível observar a influência da variação do fluxo de massa de oxidante na taxa de regressão do combustível.

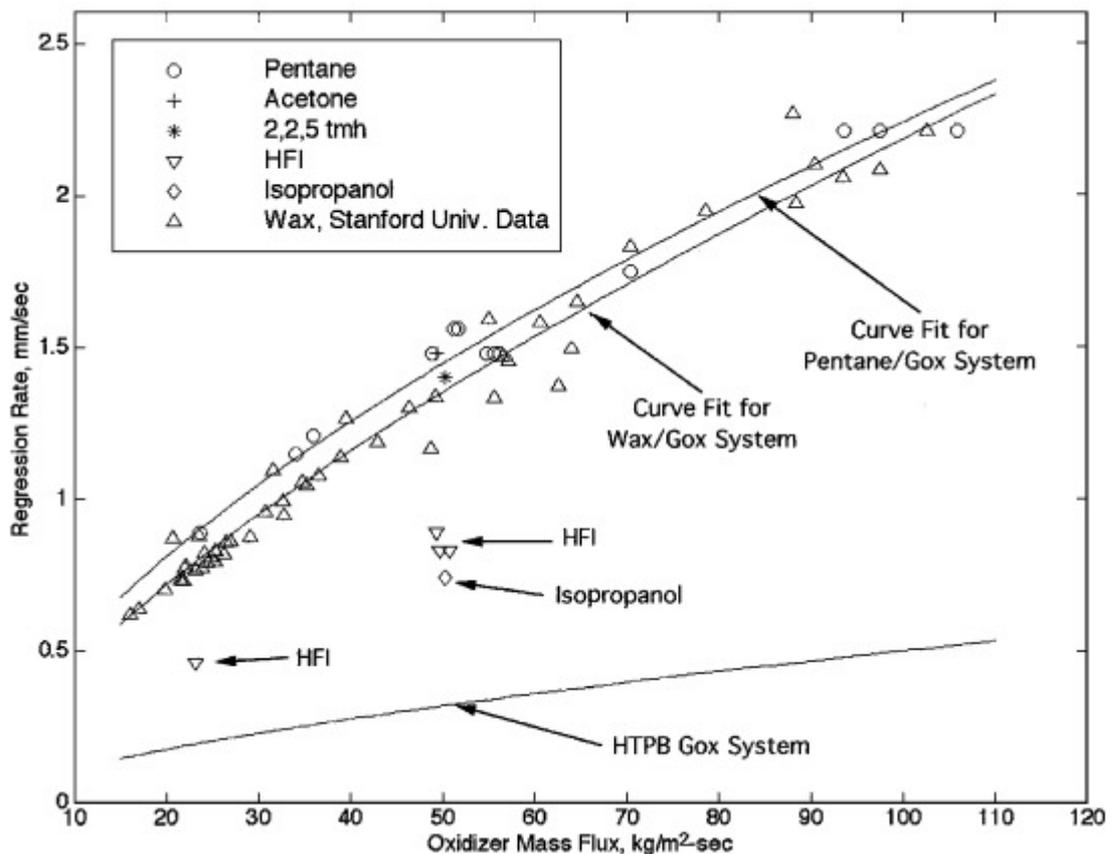


Figura 2.5 – Testes de queima de hidrocarbonetos realizados na Universidade de Stanford (Karabeyoglu; Altman; Cantwell, 2002).

2.4.2.6 Instabilidade da combustão

Sempre há algum tipo de flutuação nas condições, como pressão, temperatura e velocidade, dentro dos motores de foguete. Contudo, quando essas flutuações interagem com as frequências naturais do sistema de alimentação, a acústica da câmara ou o próprio processo de combustão, surgem oscilações periódicas sobrepostas, conhecidas como instabilidades. Historicamente, a instabilidade é definida como o momento em que a pressão nas cavidades gasosas internas de um motor oscila de forma coerente e reconhecível por pelo menos $\pm 5\%$ da pressão média da câmara. Os motores híbridos apresentam circunstâncias únicas em relação às instabilidades. Certas características dos motores híbridos, como a dependência do fluxo de massa, mudam a forma como eles respondem às condições flutuantes do motor, em comparação com os sistemas sólidos ou líquidos. Algumas respostas dos híbridos são semelhantes às dos motores líquidos e sólidos, como o acoplamento do sistema de alimentação ou a acústica simples da câmara (Greiner; FREDERICK JR, 1993).

De acordo com (NASA, 1969), existem pelo menos três categorias principais de instabilidades de combustão em motores de foguete a propelente híbrido:

- Instabilidade devido ao tempo de defasagem na vaporização e combustão de gotas líquidas: Esta instabilidade está relacionada à injeção de oxidante ou combustível

líquido e é semelhante à que ocorre em motores de foguete a propelente líquido. No entanto, é mais complexa devido à influência da interface sólido-líquido no processo de vaporização do oxidante.

- Combustão instável associada à acumulação e quebra periódica de camadas carbonizadas ou liquefeitas na superfície do combustível sólido: Esta instabilidade, geralmente de baixa frequência, ocorre durante operações com baixa taxa de regressão e é semelhante à instabilidade Chuffing.
- Instabilidade de origem acústica: Está associada à dependência da taxa de regressão em relação à pressão na câmara de combustão, como em motores de foguete a propelente sólido. Aqui, a entrada acústica devido às reações na camada limite turbulenta é significativa, e as instabilidades se tornam mais severas com a sensibilidade entre pressão e taxa de regressão.

Por meio de análise experimental da instabilidade da combustão nos motores foguete a propelente híbrido utilizando oxidante líquido, (Bertoldi, 2019) conclui que o design do injetor e da pré-câmara é essencial para a operação estável. Embora aumentar o comprimento da pré-câmara aumente o peso total do sistema de propulsão, esse aumento pode ser compensado por um tanque de oxidante significativamente mais leve, dependendo do valor da razão $\Delta p/p_c$. A interação entre esses dois fatores é crucial para o desenvolvimento do sistema de propulsão.

2.5 QUEIMA PLANA (END-BURNING)

A configuração end-burning em motores de foguete híbridos é um método de combustão onde a queima do combustível sólido ocorre predominantemente na extremidade exposta ao fluxo de oxidante. Nos motores híbridos end-burning, o combustível sólido é consumido a partir da superfície da extremidade do grão de combustível. Essa abordagem difere da configuração axial ou swirl convencional, onde a superfície de combustão pode estar distribuída ao longo do comprimento do grão de combustível. A configuração end-burning pode oferecer algumas vantagens como:

- **Simplicidade de Design:** A configuração end-burning reduz a complexidade estrutural do motor. Como a combustão ocorre em uma única superfície exposta, a necessidade de estruturas internas complexas é eliminada, facilitando a fabricação e a manutenção.
- **Controle Preciso da Combustão:** A queima controlada na extremidade do grão de combustível permite um ajuste fino da taxa de regressão, resultando em um empuxo mais estável e previsível. Este controle é essencial para aplicações onde a precisão do empuxo é crítica, como em missões espaciais de longo prazo.
- **Estabilidade Operacional:** A configuração end-burning tende a proporcionar uma

combustão mais uniforme, reduzindo os riscos de instabilidades de combustão que podem ocorrer em configurações onde múltiplas superfícies estão em combustão simultânea.

2.5.1 Configuração swirl

Segundo (Lee; Woo; Kim, 2024), o escoamento de oxidante em swirl nos motores, caracterizado por momento tangencial e movimento rotacional, é introduzido através de um injetor swirl localizado na pós-câmara. Os orifícios do injetor são orientados tangencialmente ou quase tangencialmente à superfície do grão de combustível. O oxidante introduzido sobe ao longo da parede da câmara de combustão em um fluxo de vórtice coaxial, reage com o combustível pirolisado na parte inferior da superfície do combustível sólido e, em seguida, é expelido pelo bocal. Foi demonstrado em grande parte da literatura sobre foguetes híbridos que um aumento na quantidade de movimento do swirl pode aumentar a taxa de regressão do combustível e a eficiência de combustão porque a injeção swirl aumenta o fluxo de calor na parede e a mistura turbulenta. Os efeitos da injeção swirl na combustão de foguetes híbridos têm sido estudados por pesquisadores (ex. (Cai *et al.*, 2020), (Vignesh; Kumar, 2020), (Sakurai; Oishige; Saito, 2019)), particularmente em grãos de combustível cilíndricos. A Fig. 2.6 demonstra uma possível configuração desse tipo de motor.

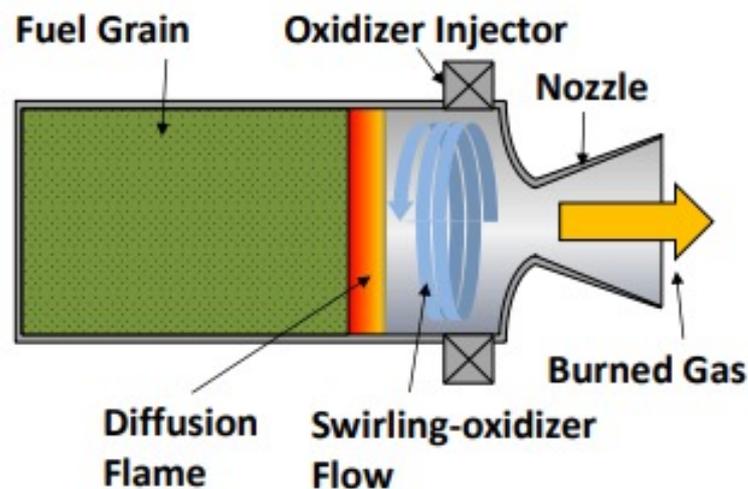


Figura 2.6 – Motor end-burning com configuração swirl (Sakurai; Oishige; Saito, 2019).

2.5.2 Configuração axial

Os motores de foguete híbridos com injeção axial end-burning (ex. Fig. 2.7) são um design demonstrado experimentalmente que visa aumentar a taxa de regressão em motores híbridos. Este design utiliza um grão de combustível sólido semelhante ao dos motores híbridos convencionais. No entanto, em vez de ter grandes portas para a combustão, esses motores empregam múltiplas pequenas portas para injetar o oxidante através do grão até

a superfície de combustão na extremidade traseira. Devido a essa configuração diferente, a taxa de regressão desses motores é proporcional à pressão na câmara, ao contrário dos híbridos convencionais, onde a taxa é proporcional ao fluxo de massa do oxidante (Hitt, 2020).

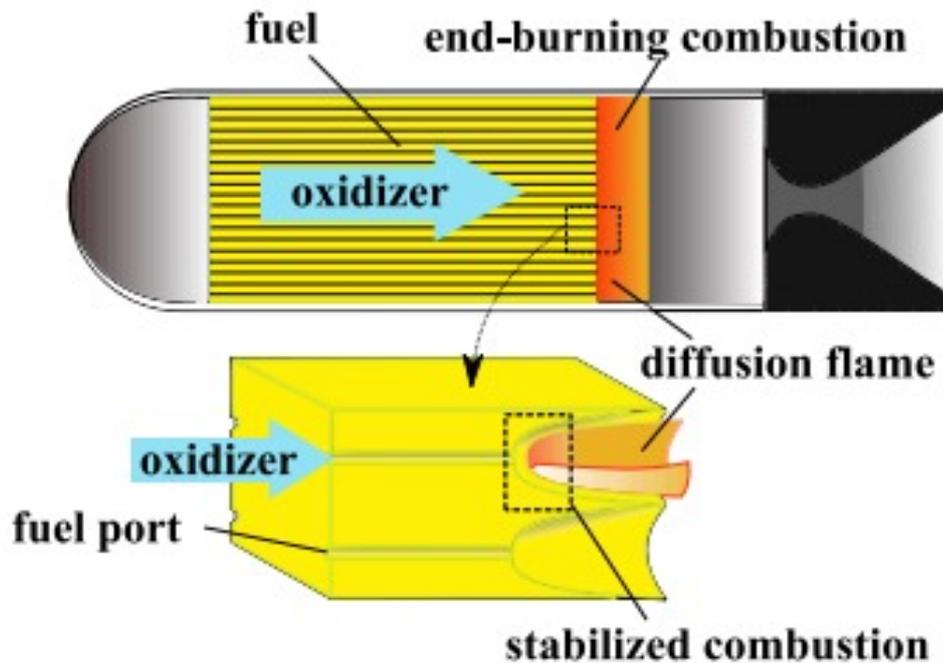


Figura 2.7 – Motor end-burning com configuração axial
(Kato *et al.*, 2002).

(Nagata *et al.*, 2017) explica que o principal aspecto dessa ideia é que o motor utiliza um grão de combustível cilíndrico com vários pequenos canais axiais, por onde flui o gás oxidante. Espera-se uma maior eficiência de combustão, pois cada chama tem uma área de mistura adequada. Após a ignição, a área da superfície em combustão varia ao longo do tempo devido à micro-chama em cada saída de canal que se propaga para cima. Com o tempo, as saídas dos canais se expandem e acabam se fundindo com as saídas dos canais vizinhos, conforme demonstrado na Fig. 2.7.

2.6 COMPONENTES DO MOTOR

De acordo com (Mishra, 2017), um motor de foguete híbrido típico que utiliza oxidante líquido e combustível sólido, conforme ilustrado na Fig. 2.8, é composto por uma câmara de combustão, um bocal convergente-divergente, um tanque de propelente líquido, um sistema de alimentação de propelente, um injetor, um ignitor, entre outros componentes. A câmara de combustão, junto com o bocal, é frequentemente chamada de câmara de empuxo. Dentro dessa câmara estão localizados os injetores e o ignitor, que atomizam os propelentes líquidos, misturam e inflamam, resultando na combustão desses propelentes. A principal função da câmara de combustão é gerar gases de alta temperatura e alta pressão através da queima

dos propelentes sólidos. Neste sistema, um oxidante líquido é injetado pelo atomizador na câmara de pré-combustão, antes do grão de combustível sólido, criando um spray fino. É necessário que tanto o combustível quanto o oxidante sejam vaporizados e bem misturados para que a combustão ocorra eficientemente na zona curta da câmara de combustão. Para garantir uma pulverização de qualidade, com tamanho e distribuição adequados das gotas, o propelente deve ser injetado sob alta pressão. O sistema de ignição tem a função de fornecer a energia inicial necessária para iniciar a combustão. O gás de alta pressão e alta temperatura é expandido através de bocais convergente e divergente para gerar o empuxo necessário.

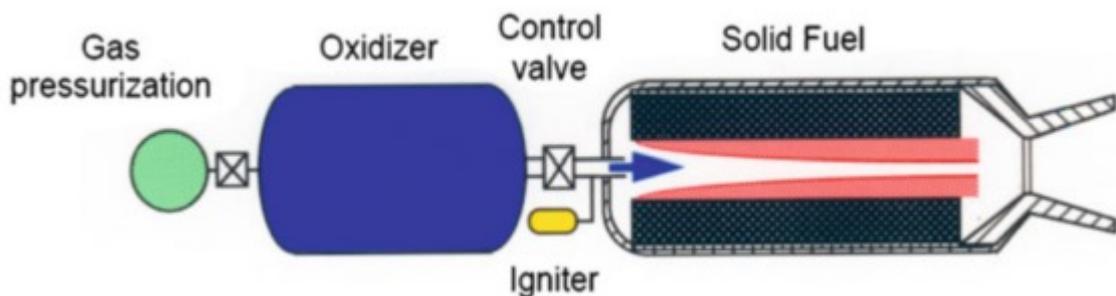


Figura 2.8 – Esquema de motor de foguete híbrido tradicional (El-Sayed, 2016).

Para que as gotículas de oxidante vaporizem completamente na câmara de combustão, é necessário um certo tempo característico, que varia conforme fatores como o tamanho das gotículas, as propriedades do líquido e as condições térmicas e de fluxo no local de vaporização. Esse subsistema também é influenciado por aspectos específicos do motor, como o tipo de oxidante, o design dos injetores e o sistema de aquecimento da câmara de pré-combustão (Kuo; Chiaverini, 2007).

2.6.1 Câmara de Combustão

(Bertoldi, 2009) explica que o diâmetro e o comprimento da câmara de combustão são definidos pela configuração do grão de combustível. A câmara deve ter tamanho adequado para acomodar o grão combustível, e seu comprimento é frequentemente aumentado para otimizar a mistura e a eficiência da combustão.

A câmara de combustão em um motor de foguete híbrido é um reservatório de alta pressão onde o grão de combustível sólido está fixado, e é o local onde ocorre a queima do propelente do foguete. As dimensões, como comprimento e diâmetro, estão diretamente relacionadas com as configurações do grão de combustível. Uma câmara de combustão mais longa proporciona uma combustão mais estável, pois o propelente possui mais espaço para alcançar uma mistura uniforme. Dessa forma, a câmara de combustão é crucial para a segurança e o desempenho eficiente do motor de foguete híbrido (Grover; Hasim; Vidja, 2016).

2.6.2 Sistema de Injeção

Os injetores são responsáveis por introduzir o oxidante na câmara de combustão de forma controlada e eficiente, criando uma mistura adequada com o combustível sólido. Os injetores podem ser classificados como: injetores de orifício simples, injetores de múltiplos orifícios e injetores swirl.

2.6.2.1 Injetores de orifício simples

Os injetores de orifício simples são um dos tipos mais simples e amplamente utilizados em sistemas de propulsão, especialmente em motores de foguetes híbridos. Eles consistem essencialmente em um pequeno orifício através dos quais o propelente é forçado a passar sob alta pressão, resultando na atomização do oxidante, o qual se mistura com o combustível no interior da câmara de combustão, facilitando a combustão eficiente.

Em sua pesquisa sobre a influência do tamanho do diâmetro do orifício, ([Bianchi; Nasuti; Carmicino, 2016](#)) constatam que em diversas configurações de motores híbridos com porta única, a eficiência é elevada no início da queima, mas diminui à medida que a porta de combustível se expande durante a combustão. As variações na geometria interna do motor, nos tipos de propelentes, no design dos injetores, no formato da câmara pós-combustão, nos dispositivos de mistura e nas técnicas de medição tornam difícil identificar claramente os fatores que contribuem para uma alta eficiência de combustão. Também evidenciaram os seguintes fatores:

1. Quando o diâmetro da porta é bastante pequeno em comparação com o diâmetro do núcleo do jato na entrada da porta de combustível, a situação se assemelha a um fluxo turbulento em desenvolvimento em um tubo, e o padrão de fluxo é similar ao obtido com a injeção através de uma câmara de estagnação que distribui uniformemente o oxidante na entrada da porta de combustível.
2. Se o diâmetro da porta é grande em relação ao diâmetro do jato, a zona de recirculação se estende mais a jusante na porta de combustível, o que amplia significativamente a região de combustão, aumentando a mistura e a taxa de regressão do combustível.
3. Os resultados macroscópicos obtidos experimentalmente mostram que a taxa média de regressão do combustível é diretamente influenciada pelo diâmetro da porta, além do fluxo de massa. Dessa forma, a taxa de regressão aumenta com o diâmetro da porta, mantendo o fluxo de massa constante.

2.6.2.2 Injetores de múltiplos orifícios

Os injetores de múltiplos orifícios são uma evolução dos injetores de orifício simples, projetados para melhorar a atomização e a mistura dos propelentes. Eles são compostos por múltiplas aberturas ou "portas" que distribuem o combustível e o oxidante de maneira

mais uniforme na câmara de combustão e são usados em motores de foguete devido à sua capacidade de melhorar a eficiência da combustão e a estabilidade do motor.

O injetor tipo "showerhead" é amplamente utilizado em motores de foguete devido à sua simplicidade tanto no design quanto na fabricação. No entanto, sua principal limitação é o baixo desempenho em termos de eficiência de combustão, resultante da atomização inadequada do oxidante líquido. Esses injetores variam na distribuição dos orifícios, assim como no número e tamanho dos orifícios. (Bouziane *et al.*, 2017) investigaram os efeitos do uso de diferentes configurações para o injetor "showerhead" na performance geral da combustão e a influencia da porta inicial do grão de combustível, determinando os coeficientes da taxa de regressão para a combinação de propelentes N_2O e parafina.

2.6.2.3 Injetores swirl

Os injetores swirl são projetados para introduzir o oxidante na câmara de combustão com um movimento rotacional, ou swirl. Esse movimento ajuda a atomizar o oxidante e a misturá-lo eficientemente com o combustível sólido, promovendo uma combustão mais completa e estável. Os injetores swirl utilizam um design que impõe um movimento rotacional ao fluxo de oxidante antes de sua injeção na câmara de combustão. Este movimento é gerado por canais inclinados ou helicoidais dentro do injetor, que forçam o fluido a girar ao longo de seu eixo longitudinal.

(Takashi; Yuasa; Yamamoto, 1999) investigaram a possibilidade de aumentar e controlar a taxa de regressão do combustível ao adicionar um movimento de swirl ao gás oxidante em um pequeno motor de foguete híbrido com uma única porta de grão. Nesse estudo, utilizaram PMMA transparente (polimetilmetacrilato) como combustível e O_2 gasoso como oxidante. Como resultado, constataram que a introdução de um movimento de swirl ao fluxo de oxigênio (O_2) resultou em um aumento na taxa de regressão do combustível em até um terço em relação ao cenário sem rotação.

O grau de swirl é normalmente medido pelo número de swirl S , um número adimensional que representa o fluxo axial do momento de swirl (S_θ) dividido pelo fluxo axial do momento axial (S_x), conforme descrito na Eq. 2.22:

$$S = S_\theta / S_x. \quad (2.22)$$

Quando o oxidante injetado também possui um momento axial paralelo ao eixo longitudinal do grão de combustível e forma um ângulo θ entre a linha de injeção e a superfície do combustível, pode-se obter seguinte equação para o número de swirl.

$$S = \frac{\pi D_e D_0}{4 A_{inj}} \frac{\cos \theta}{1 + \sin \theta}, \quad (2.23)$$

onde D_e é o diâmetro de saída, D_0 é o diâmetro de entrada e A_{inj} é a área da seção transversal de saída do injetor.

2.6.2.4 Injetores vórtice

O motor híbrido de vórtice é uma configuração alternativa aos motores híbridos clássicos com injeção frontal, com potencial para resolver problemas e melhorar o desempenho geral. A principal característica deste motor é um par de vórtices coaxiais e contrarrotantes que aumentam significativamente a taxa de regressão do combustível sólido em comparação com motores híbridos convencionais. Para criar esse fluxo, o oxidante, como oxigênio gasoso (GOX), é injetado através de um injetor de redemoinho situado entre a extremidade traseira do grão de combustível e a entrada da parte convergente do bocal de saída. Os portos do injetor são alinhados tangencialmente, ou quase isso, em relação à superfície do grão de combustível. O vórtice externo varre a superfície do combustível, misturando-se e queimando com o combustível pirolisado. Na extremidade dianteira do motor, o vórtice externo se volta para dentro e se transforma em um vórtice interno que desce em swirl em direção ao bocal. A forte pressão radial e as forças centrífugas associadas à injeção tangencial impedem que o oxidante injetado flua imediatamente para dentro e saia pelo bocal (Knuth *et al.*, 2002).

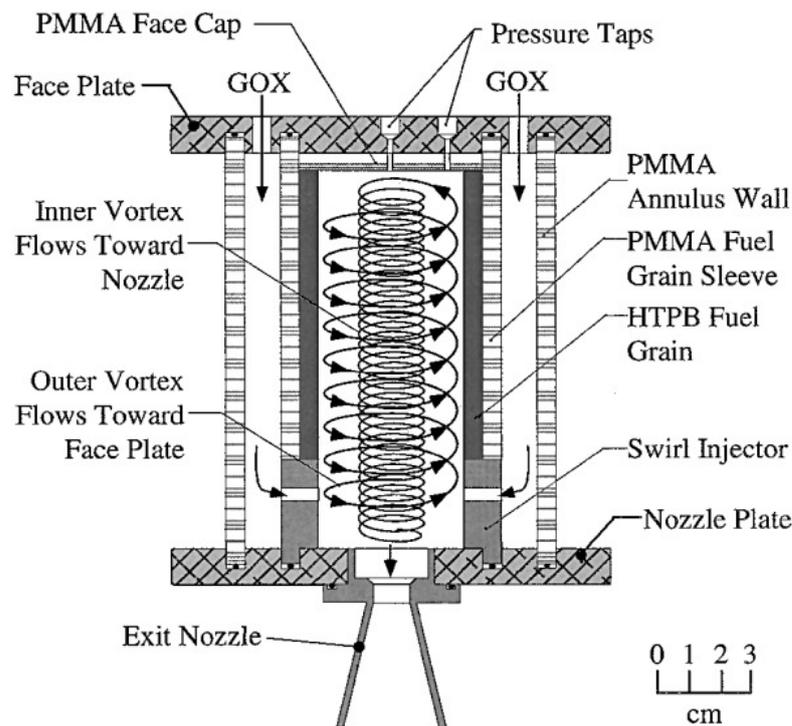


Figura 2.9 – Motor em configuração de injeção em vórtice (Knuth *et al.*, 2002).

2.6.3 Bocal convergente-divergente

O design dos bocais de foguetes híbridos é bastante similar ao dos foguetes de combustível sólido, com uma diferença essencial. Em foguetes sólidos, a razão entre oxigênio e combustível (O/F) permanece constante. Em contraste, nos foguetes híbridos, essa razão geralmente aumenta ao longo do tempo, resultando em uma atmosfera rica em oxigênio

nos estágios finais da queima. Assim, o material do bocal deve ser capaz de resistir a essas condições. Embora o grafite seja eficaz em foguetes sólidos, ele não é ideal para foguetes híbridos que apresentam uma alta concentração de oxigênio, pois o grafite oxida facilmente. Nesses casos, materiais à base de fenol são mais adequados (Humble; Gary; Larson, 1995).

O bocal convergente-divergente, também conhecido como tubeira, é um componente do motor cuja função é receber os produtos da combustão a altas temperaturas e baixas velocidades, acelerando-os até alcançarem a velocidade sônica na garganta ou seção crítica. Após isso, os gases quentes se expandem na parte divergente da tubeira, atingindo a velocidade desejada. Quando o motor opera fora das condições ideais de projeto, ocorrem fenômenos adversos que reduzem o desempenho da tubeira. Em uma expansão ineficiente, a onda de choque criada na seção de expansão da tubeira migra em busca do ponto onde a diferença de pressão é nula. Esse efeito pode não ocorrer perpendicularmente ao eixo do motor, causando deslocamento do vetor de empuxo. Isso pode resultar em um veículo altamente instável, fora de controle, ou que necessite de uma força excessiva para controlar a trajetória e manter a altitude (Bertoldi, 2009).

De acordo com (Kuo; Chiaverini, 2007), o bocal em formato de sino é atualmente o tipo de bocal mais utilizado. Ele apresenta uma seção de expansão com um ângulo acentuado (entre 20 e 50°) imediatamente após a garganta do bocal, seguido por uma alteração gradual na inclinação do contorno do bocal, resultando em um pequeno ângulo de divergência na saída do bocal, geralmente inferior a 10° de ângulo de meia divergência. A utilização de ângulos de divergência maiores logo após a garganta é viável devido à alta pressão relativa, ao grande gradiente de pressão e à rápida expansão do fluido de trabalho, que impedem a separação nesta região, exceto em casos de descontinuidades no contorno do bocal. A expansão em um bocal de sino supersônico é mais eficiente do que em um cone simples com área e comprimento similares, pois o contorno da parede é projetado para minimizar as perdas, conforme detalhado mais adiante nesta seção. Nas últimas décadas, a maioria dos bocais adotou o formato de sino

3 METODOLOGIA EXPERIMENTAL

O objetivo desta metodologia experimental é analisar o desempenho de motores de foguete end-burning com injeção swirl. Esse tipo de injeção introduz um movimento rotacional nos gases, promovendo uma melhor distribuição do oxidante ao longo da superfície do combustível. Esse efeito intensifica a vaporização do combustível, especialmente da parafina, pois aumenta a exposição da superfície ao fluxo de calor e ao contato com o oxidante, resultando em uma queima mais eficiente e uniforme.

(Andrianov *et al.*, 2015) apresentam o conceito e o desenvolvimento de um motor de teste híbrido destinado ao desacelerador propulsivo da cápsula de reentrada (SARA), um projeto brasileiro desenvolvido pelo Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE). A cápsula SARA, projetada para operar em órbita baixa (300 km) e realizar missões científicas, requer um sistema de desaceleração controlada para reentrar na atmosfera terrestre após sua fase orbital. O uso de um motor de foguete híbrido foi investigado como uma solução alternativa aos sistemas convencionais de propelente sólido e líquido, devido a seu menor custo de desenvolvimento, maior controle de empuxo e confiabilidade.

O protótipo do motor SARA (Fig. 3.1) foi utilizado para testar a configuração swirl end-burning nesse trabalho.



Figura 3.1 – Protótipo do motor SARA apoiado em estrutura de metal na posição horizontal.

A preparação da bancada de testes foi uma etapa crítica no desenvolvimento dos experimentos com o motor de foguete end-burning com injeção swirl. A bancada foi di-

mencionada para suportar as exigências de projeto dos testes de combustão, oferecendo um ambiente seguro para a realização dos ensaios com propelentes híbridos.

3.1 BANCADA EXPERIMENTAL

A bancada de testes foi equipada com os seguintes componentes:

- Compressor de ar atmosférico.
- Cilindros do reservatório de ar atmosférico.
- Cilindro de oxigênio gasoso (O_2).
- Cilindro de gás liquefeito de petróleo (GLP).
- Manômetros.
- Válvulas solenoides.
- Suporte para apoio do motor.
- Conexões hidráulicas.
- Mangueiras de borracha.
- Sistema de ignição, contendo usina e vela de ignição e um cilindro de ar/oxigênio dedicado.
- Microcontrolador Arduino Uno.
- Sistema elétrico para controle de válvulas.

A disposição dos componentes foi feita de modo a permitir acesso fácil aos componentes da bancada durante os ensaios, permitindo ajustes, mantendo a segurança dos operadores e minimizando o risco de falhas catastróficas. A bancada e a localização dos componentes após instalação podem ser visualizadas no Anexo A.

Os manômetros foram instalados em pontos estratégicos ao longo da bancada para monitorar as condições dentro da câmara de combustão e nos circuitos hidráulicos de alimentação. Esses dados eram coletados em tempo real durante os ensaios por meio de filmagens.

3.2 CONTROLE DA BANCADA

O sistema elétrico de controle foi fundamental para garantir a precisão e a repetibilidade dos testes. O Arduino foi programado para controlar as válvulas solenoides que regulavam o fluxo de oxidante (oxigênio) para o motor e que atuavam no sistema de ignição. Esse sistema permitiu o controle remoto e automático do início e término dos ensaios, minimizando a interferência humana e reduzindo o risco de erro operacional.

O sistema elétrico acionado por Arduino foi utilizado para controlar as válvulas solenoides à distância, as quais foram posicionadas nas linhas de ignição e alimentação do motor. A Fig. 3.2 esquematiza o funcionamento da bancada de testes.

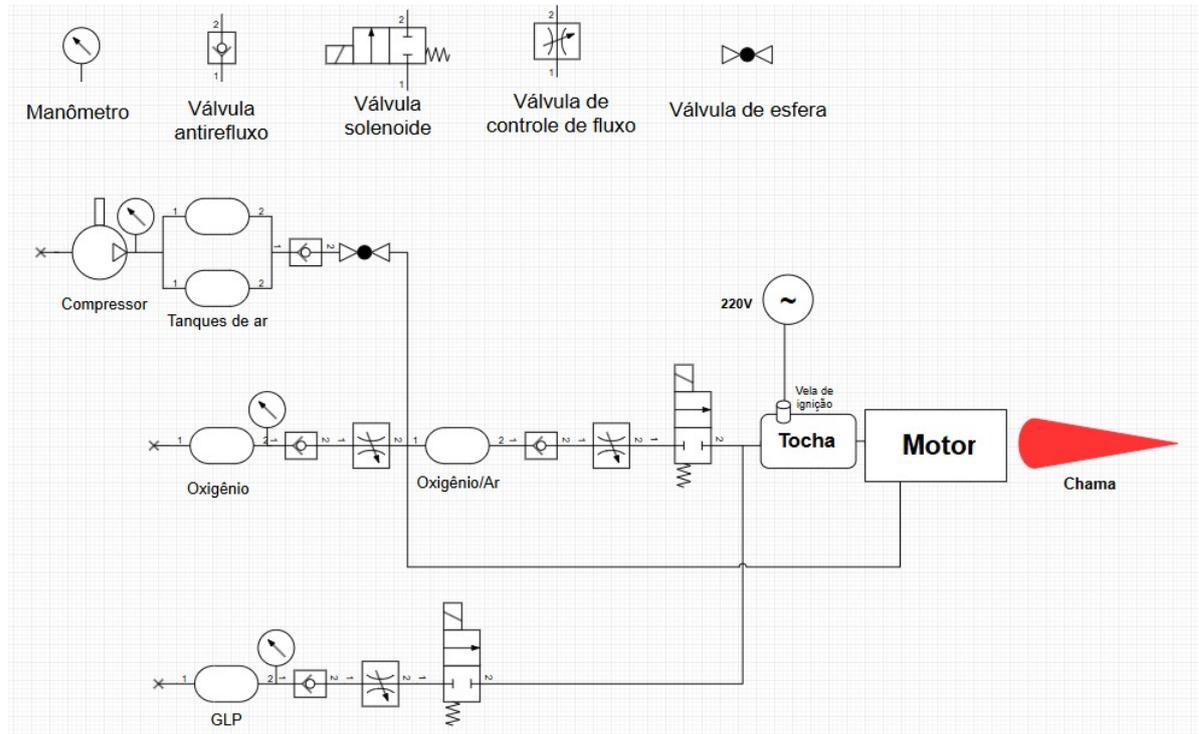


Figura 3.2 – Diagrama esquemático da bancada de testes.

O funcionamento da bancada depende do sistema elétrico e da programação do Arduino. Nesse sistema, incluem-se:

1. Válvulas solenoides 12v.
2. Relés 5v/12v.
3. Módulo bluetooth HC-05.
4. Fios elétricos.

O código implementado em Arduino, fornecido no Apêndice C, foi desenvolvido para realizar as seguintes funções:

- Abertura e fechamento das válvulas solenoides.
- Acionamento do sistema de ignição, que utiliza uma tocha.
- Acionamento remoto das válvulas solenoides, usando a interface "dabble by STEM-pedia" que permite comunicação do Arduino com celular via bluetooth.

3.3 DESENHO DO MOTOR

Foram idealizadas 3 possíveis configurações para possibilitar a injeção swirl. Vale ressaltar que em todas as soluções um tubo de aço carbono foi usado para canalizar os produtos da combustão para o bocal convergente-divergente:

1. Fabricar uma peça para realizar a injeção swirl do oxidante (swirler) de modo a criar um escoamento em swirl em direção a extremidade do motor, onde um disco de parafina estaria posicionado. Após a combustão do oxigênio com a parafina, os produtos da combustão seriam canalizados para a garganta do bocal convergente-divergente. A peça seria fabricada em aço carbono. Porém, essa solução seria inviável devido ao custo e complexidade de fabricação, então essa alternativa foi descartada.
2. Usar impressão 3D para fabricar o swirler. Essa solução se mostrou viável e até chegou a ser executada. No entanto, o tempo de impressão se mostrou muito demorado, uma vez que se esperava mais que um dia para que a impressão finalizasse. Ainda houveram vários problemas com a impressora, resultando em várias peças descartadas devido a erros de impressão.
3. Fabricar o swirler a partir de um tarugo de polietileno conforme apresentado no desenho técnico contido no Apêndice A. Devido ao material, o swirler seria consumido durante os testes, porém com uma baixa taxa de regressão do material, possibilitando o reaproveitamento em múltiplos ensaios. Dessa forma, essa solução foi escolhida por apresentar viabilidade tanto em termos de custo quanto de fabricação.

Para vedação e fixação do conjunto no motor foi escolhido o material refratário pela sua capacidade de aderir as paredes do motor e do tubo de aço de modo a sustentar todo o conjunto, além da resistência a elevadas temperaturas, o que foi essencial para manter a integridade do conjunto durante os testes. Sua preparação consiste em:

1. Misturar o pó de material refratário com água na proporção de 5:1 (conforme orientação do fabricante).
2. Despejar o material refratário na cavidade formada entre o tubo e a parede do motor.
3. Esperar no mínimo 24 horas para o material refratário endurecer.

As Fig. 3.3 e 3.4 mostram o desenho das configurações usando o software SolidWorks 2018.

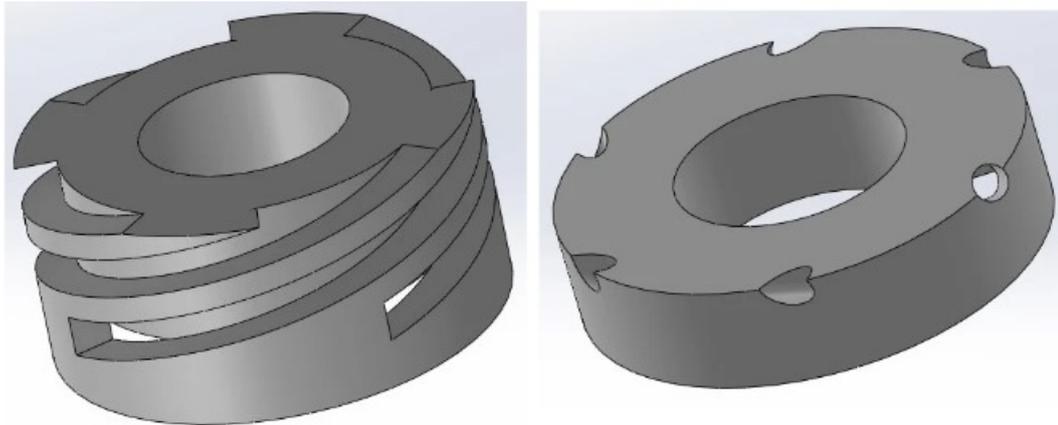


Figura 3.3 – Swirler: Soluções 1 e 2 / Solução 3.

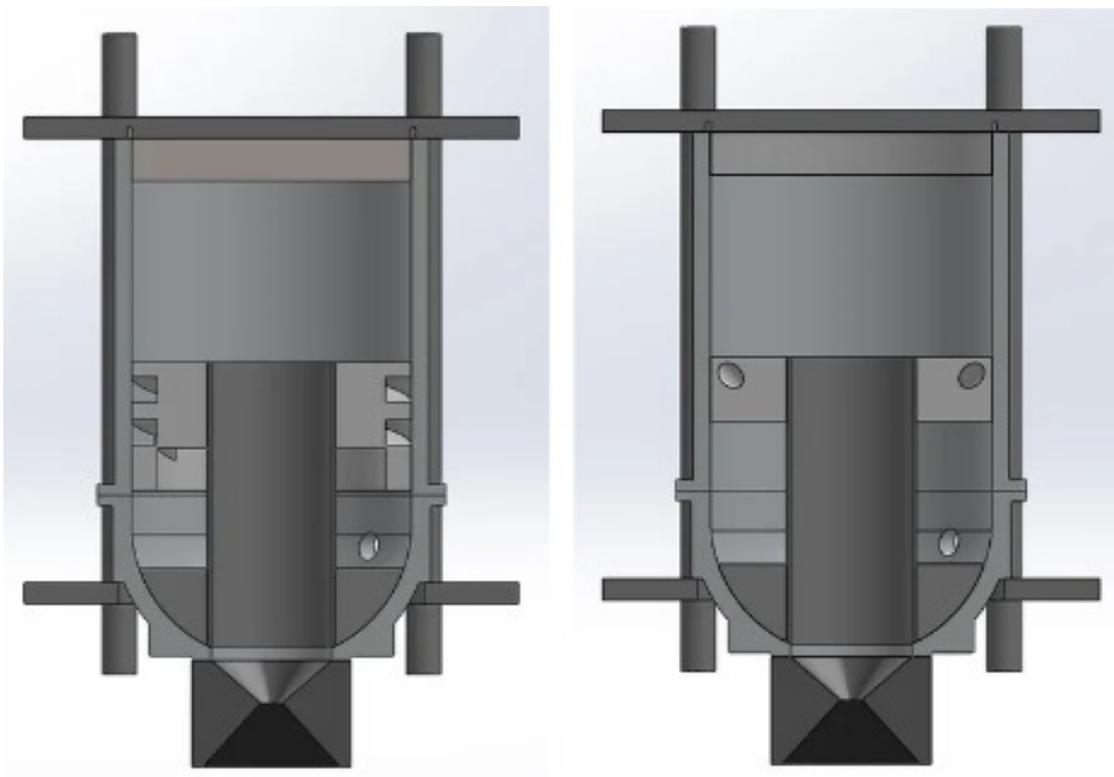


Figura 3.4 – Vista de corte: Solução 1 e 2 / Solução 3.

3.4 PREPARAÇÃO PARA OS TESTES

Após adotar a solução inicial definitiva para a configuração do motor, iniciou-se a preparação, que consistia em realizar as adaptações no motor, fabricar o combustível e o swirler.

3.4.1 Fabricação do combustível

O combustível escolhido para o end-burning foi a parafina. Sua preparação consistia no seguinte procedimento:

1. Pesar a parafina sólida usando balança de precisão.
2. Derreter a parafina sólida usando um forno ou fogão.
3. Despejar a parafina líquida no interior do motor, usando o próprio formato cilíndrico do motor como molde para o disco de parafina.

3.4.2 Fabricação do swirler

A fabricação do swirler foi um desafio, pois realizar o furo na angulação correta e garantir a precisão não era trivial. A solução encontrada foi usar a impressora 3D para imprimir uma base suporte, em que o disco seria posicionado de modo que fosse possível realizar o furo verticalmente na furadeira de bancada. A Fig. 3.5 mostra a impressão da base na impressora 3D. A Fig. 3.6 mostra o swirler fabricado usando a base suporte.

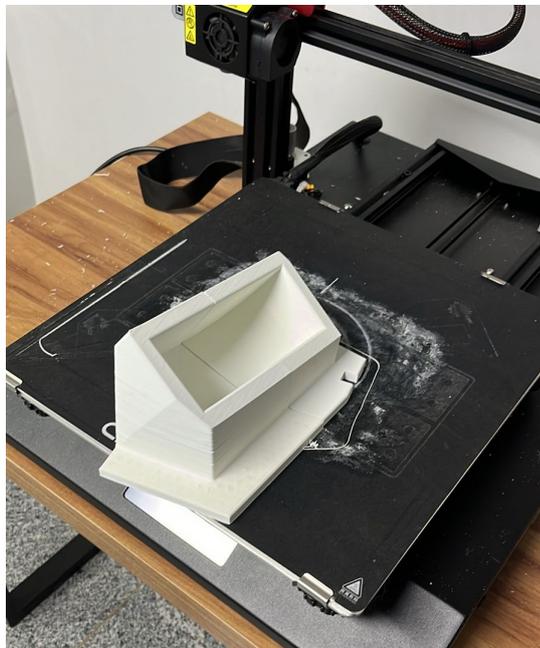


Figura 3.5 – Base suporte para furação.



Figura 3.6 – Swirler fabricado.

3.4.3 Dimensionamento dos parâmetros de operação do motor

Para o dimensionamento do motor era preciso garantir o entupimento da garganta pelos produtos da combustão da parafina com o oxigênio. Dessa forma, foi preciso garantir que a vazão mássica de oxigênio pela alimentação do motor seria suficiente.

Os cálculos envolvem a equação de escoamento de gás através de um orifício, geralmente aplicada em sistemas de propulsão de foguetes ou escoamento de gases comprimidos (Eq. 3.1). Especificamente, a vazão mássica de escoamento de um gás através de uma área de garganta (como um bocal de um motor de foguete) em condições de fluxo compressível, com base na pressão na câmara de combustão e outras propriedades do gás.

$$\dot{m}_{O_2} = \frac{A \cdot P_c}{\sqrt{T_t}} \cdot \sqrt{\frac{\gamma_{O_2}}{R_{O_2}}} \cdot \left[\left(\frac{\gamma_{O_2} + 1}{2} \right)^{\frac{-(\gamma_{O_2} + 1)}{2(\gamma_{O_2} - 1)}} \right], \quad (3.1)$$

onde A é a área do orifício, P_c é a pressão na câmara, T_t é a temperatura do oxigênio, γ_{O_2} é a razão de calores específicos ($\frac{C_p}{C_v}$) do oxigênio e R_{O_2} é a constante de gás específico para o oxigênio.

O código desenvolvido no software Engineering Equation Solver (EES) fornecido no Apêndice B, calcula as vazões mássicas do orifício de alimentação do motor e do orifício da garganta do bocal convergente-divergente, permitindo uma comparação direta entre o exigido (garganta) e o fornecido (alimentação do motor).

3.4.4 Metodologia para cálculo da taxa de regressão

O código (EES) desenvolvido também obtém a taxa de regressão teórica da parafina com base na razão de oxidante e combustível (O/F). Essa razão, por sua vez, é calculada considerando a equação estequiométrica balanceada da combustão da parafina ($C_{16}H_{34}$) com oxigênio (Eq. 3.2).



A taxa de regressão experimental pode ser encontrada forma simplificada usando a seguinte metodologia:

1. Pesar parafina sólida antes do teste.
2. Realizar o teste.
3. Observar o tempo de funcionamento do motor por meio de gravações e assim obter o tempo queima da parafina.
4. Pesar a parafina depois do teste após a solidificação.

Ao obter os dados experimentais é possível calcular a taxa de regressão da parafina, conhecendo a vazão mássica de oxigênio, a razão O/F , a densidade da parafina, o tempo de queima, o peso antes e depois do teste e a geometria do motor.

3.5 DESAFIOS NA PREPARAÇÃO DO MOTOR

Os principais desafios encontrados na preparação do motor surgiram a medida que os testes preliminares foram realizados.

Foi decidido que a melhor posição para o motor era ao contrário da posição convencional, ou seja, ao invés de o bocal convergente-divergente estar apontando para baixo, o que impulsionaria o motor para cima ao ejetar o propelente, o motor foi colocado de modo que o propelente seria ejetado para cima e o motor forçado para baixo, como é mostrado na Fig. 3.7.



Figura 3.7 – Motor na posição de testes.

Essa decisão foi tomada para solucionar um dos principais desafios no uso de parafina pura como combustível: sua liquefação durante os ensaios, o que dificulta o manuseio para a pesagem final e o cálculo preciso da taxa de regressão. Ao posicionar o motor de maneira que a parafina permanecesse na mesma posição após a solidificação, evitou-se o escoamento do material. Dessa forma, foi possível facilitar a pesagem final do combustível remanescente,

garantindo maior precisão na análise da taxa de regressão da parafina durante os testes.

Outros desafios também surgiram durante os testes como:

- Fixação do conjunto de injeção swirl (tubo de aço, swirler e material de vedação) no interior do motor.
- Ajuste da tocha de ignição.
- Colapso do tubo de aço durante os testes.
- Amolecimento e deformação do swirler devido às altas temperaturas.

3.6 TESTES PRELIMINARES

Os testes preliminares foram realizados com o objetivo de validar a solução final escolhida, identificar os problemas que surgiriam durante os testes e adaptar a configuração para os testes finais.

3.6.1 Sistema de ignição

(Shynkarenko; Simone, 2020) desenvolveram um sistema de ignição por tocha baseado na combinação de oxigênio (O_2) e metano (CH_4), projetado para aplicações aeroespaciais, com foco em motores híbridos e ramjet. O sistema, desenvolvido pelo Laboratório de Propulsão Química da Universidade de Brasília, destaca-se pela sua versatilidade, capacidade de múltiplas ignições e controle avançado da razão oxidante/combustível (O/F) por meio de um sistema de feedback. A mistura de O_2/CH_4 foi selecionada devido à sua alta reatividade, não toxicidade e facilidade de armazenamento, sendo ideal para sistemas espaciais de baixa complexidade. Os resultados indicaram que o sistema de ignição desenvolvido é promissor para integração em motores híbridos e ramjet, atendendo plenamente aos requisitos de projeto e oferecendo potencial para futuras melhorias. A Fig. B.1 ilustra o funcionamento da tocha de ignição, onde é possível observar as linhas de escoamento e a distribuição de temperatura. As imagens disponíveis no Anexo B demonstram o funcionamento da tocha e o acoplamento ao motor.

A cada teste foi necessário calibrar a tocha de ignição, regulando manualmente as válvulas até encontrar proporção ideal de combustível e oxidante. Como não havia disponibilidade de metano no laboratório de combustão do Campus Darcy Ribeiro da UnB, foi utilizado o gás liquefeito de petróleo (GLP), em substituição. A tocha apresentou comportamento considerado satisfatório para iniciar os testes preliminares.

Antes de começar a primeira bateria de testes, foi preciso verificar o comportamento da chama gerada no interior do motor ao realizar a ignição, em que deveria ser observado o efeito swirl. Para validar o funcionamento do swirler, foram feitos 2 testes iniciais com o motor aberto e o swirler posicionado corretamente. A Fig. 3.8 apresenta o comportamento da chama durante a ignição do motor, onde é possível visualizar o efeito swirl.

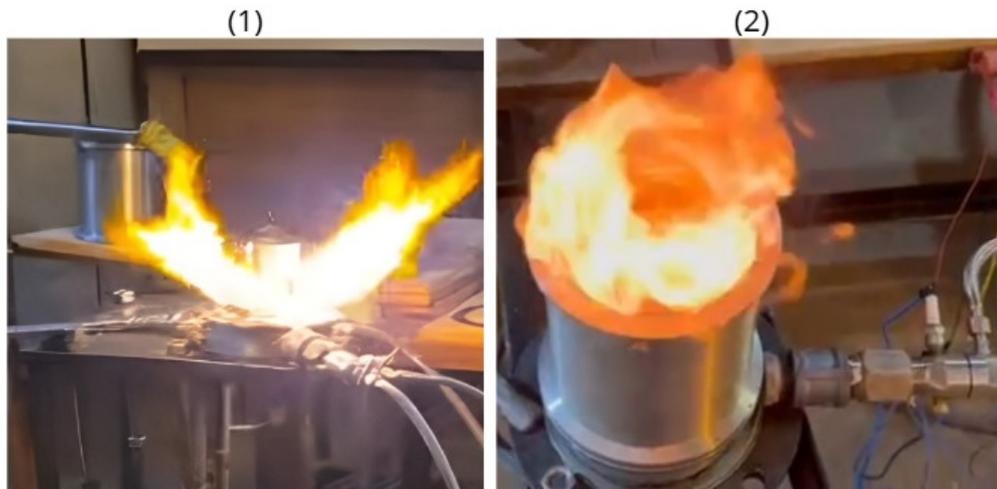


Figura 3.8 – (1) Motor completamente aberto / (2) Motor parcialmente aberto.

3.6.2 Primeira etapa de testes

Na primeira etapa, foram realizados cerca de 5 ensaios nas mesmas condições, em que o motor entrou com sucesso em regime de operação por um período de tempo semelhante. Os dois primeiros testes foram realizados sem o uso da parafina. A distância do swirler até o disco de parafina foi arbitrada em 15 mm. A Fig. 3.9 representa imagens retiradas de frames de filmagens dos testes.

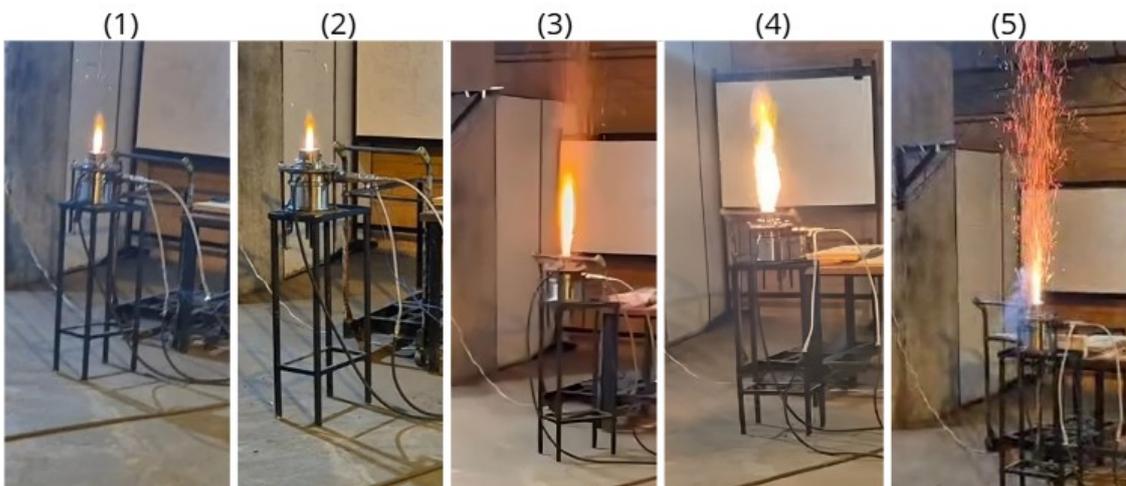


Figura 3.9 – Testes preliminares 1 a 5 do motor.

Nos testes preliminares realizados, apesar do motor ter alcançado o regime de operação (Fig.3.9) com pressão absoluta na câmara de aproximadamente 5 bar, observou-se danos significativos nos componentes internos após cada ensaio. Esses danos comprometeram a integridade estrutural do sistema, impossibilitando a execução de ensaios consecutivos. A fragilidade dos componentes em suportar condições operacionais prolongadas requereu melhoramento do conjunto, a fim de garantir maior durabilidade e repetibilidade dos testes em futuras etapas experimentais.

Durante a primeira bateria de testes, composta por cinco ensaios, foi realizada a abertura do motor após cada teste para pesagem do combustível sólido (parafina) e cálculo da taxa de regressão. Nesse processo de inspeção, identificaram-se algumas falhas estruturais no conjunto de injeção swirl. Entre as principais falhas estão:

1. O tubo de aço não suportou as altas temperaturas dentro da câmara de combustão. Possivelmente a razão disso é que a tocha estava gerando uma chama com elevada temperatura e fundiu o tubo. Mesmo regulando, não foi possível diminuir muito a temperatura.
2. O material refratário se fragilizou e quebrou de modo que todo o conjunto acabou se deslocando, comprometendo a vedação e a integridade do conjunto.
3. O disco swirl era encaixado por interferência, mas durante os ensaios ele amolecia e escorregava, a ponto de quase encostar na parafina.

Diversas alterações nos componentes do motor foram feitas para corrigir os problemas identificados, conforme abordado na no capítulo 3. Porém, apesar das modificações realizadas nos testes preliminares, ainda não foi o suficiente para proteger completamente os componentes do motor por 3 principais motivos:

1. A regulagem da tocha era muito sensível, o que resultava em uma chama com alta temperatura, mesmo quando operava com o mínimo de vazão.
2. O tubo se fragilizava e fundia durante os teste mesmo com a proteção de cortiça e durava no máximo 3 ensaios consecutivos.
3. Como a ignição era realizada na parte inferior do motor, o disco swirl se tornava exposto ao calor por muito tempo, desde a ignição até a abertura do motor, e por fim se deformava em testes consecutivos, impossibilitando a reutilização.

A Fig. 3.10 demonstra uma comparação direta do motor funcionando com o end-burning (testes 3 a 5) e sem o end-burning (teste 1 e 2), ou seja sem parafina, consumindo apenas o polietileno do swirler.



Figura 3.10 – Teste com end-burning / Teste sem end-burning.

3.6.3 Segunda etapa de testes

Identificados os principais problemas da primeira etapa, buscou-se adaptar o conjunto de injeção swirl para permanecer íntegro e suportar as altas temperaturas atingidas durante os testes.

A primeira modificação consistiu na adição de um revestimento de cortiça ao tubo de aço e ao material refratário. Este revestimento foi aplicado com o objetivo de atuar como material de sacrifício, absorvendo o calor incidido diretamente pela tocha e reduzindo assim os danos térmicos.

A segunda adaptação envolveu a realização de dois furos em cada extremidade do tubo de aço, permitindo a inserção de quatro parafusos atravessados e fixados com porcas. Essa modificação proporcionou uma função de batente para os parafusos, impedindo o deslizamento tanto do tubo quanto do swirler. As Fig. 3.11 demonstra as mudanças realizadas no motor.

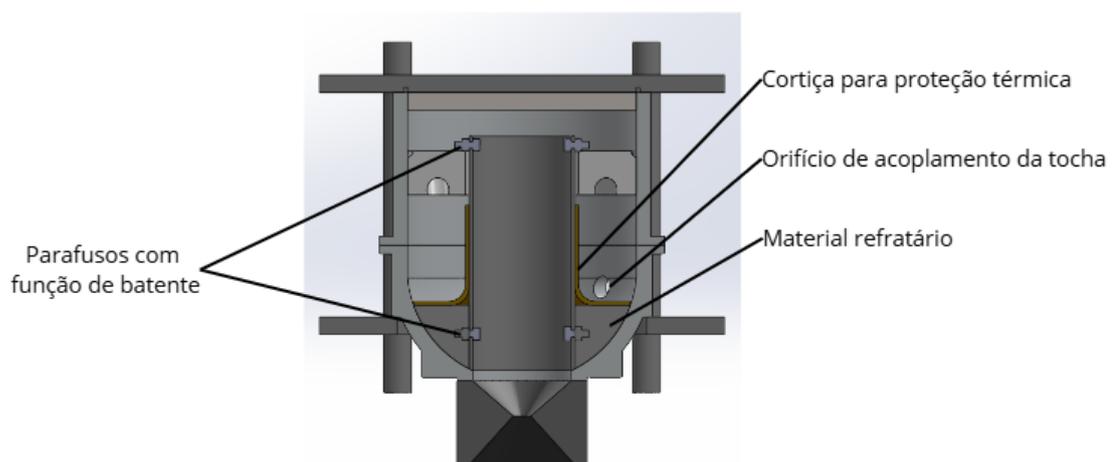


Figura 3.11 – Desenho Solidworks 2018 das alterações preliminares no motor.

Realizadas as adaptações no conjunto, uma nova bateria de 5 testes foi realizada, possibilitando a coleta de dados experimentais.

3.7 TESTES FINAIS

3.7.1 Configuração final 1

Para os testes finais verificou-se a necessidade de realizar mais algumas adaptações de modo a proteger os componentes internos do motor.

Como solução alternativa à tocha original, elaborou-se um sistema de ignição que consistia em uma conexão "T" inserida diretamente no motor por meio de reduções. Nessa conexão foi feito um furo rosquedo e inserido uma vela de ignição. O GLP era injetado por uma via e uma mistura de ar com oxigênio pela outra via, ajustando a pressão de ambos para 4 bar. Os gases se encontravam em uma região próxima a vela de ignição, que gerava uma centelha, ignitava a mistura e chama era projetada para dentro do motor. A vantagem desse sistema era que a regulagem era mais fácil e funcionava com vazões menores. A Fig. 3.12 apresenta o sistema alternativo que substituiu a tocha.



Figura 3.12 – Sistema alternativo de ignição.

A demais modificações (Fig. 3.13, 3.14 e 3.15) podem ser resumidas em:

- Substituição do tubo de aço carbono por um tubo de aço inox com maior espessura para proporcionar maior resistência a temperaturas elevadas e à oxidação.
- Mudança da posição da tocha da parte inferior para a superior do motor de modo a proporcionar uma ignição mais próxima da parafina, melhorando a eficiência da ignição, além de diminuir o tempo de exposição ao calor do swirler.
- Fabricação de uma proteção metálica para o swirler com o objetivo de preservar a peça e reutilizá-la em vários testes (Apêndice A).
- Aumento do número de furos de 6 para 8 para obter uma maior vazão de oxigênio para câmara de combustão e facilitar a ignição do motor.

- Posicionamento do motor em um novo suporte de forma fixa para garantir um melhor manuseio e estabilidade.
- Uso de um anel de vedação oring no contato de encaixe da parte superior do motor.
- Recorte de uma folha de papel no diâmetro do motor e posicionamento em contato com a parafina para facilitar o manuseio após os testes.
- Rosqueamento de um parafuso de rosca soberba na lateral do tubo em contato com o swirler para fixação.



Figura 3.13 – Tubo de aço inox.



Figura 3.14 – Proteção metálica do swirler.



Figura 3.15 – Configuração final 1 do motor.

3.7.2 Configuração final 2

Uma segunda configuração para motor foi testada como solução alternativa à primeira. O diferencial era que o swirler seria feito de aço carbono, de forma semelhante solução inicial 1 e encaixado no motor por interferência. Porém, facilitar a fabricação da peça, mudou-se o desenho, de forma que ao invés de usinar um caminho em forma de rosca para o oxigênio, foram feitos 3 rasgos na extremidade da peça com angulação em relação ao eixo longitudinal igual a 75° para permitir a passagem dos oxigênio, conforme apresentado na no Apêndice A.

Para intensificar o efeito swirl, o código EES do Apêndice B calcula a velocidade do oxigênio de saída do canal e compara com a velocidade de injeção do oxigênio do artigo (Oishige; Hayashi; Sakurai, 2016) e do swirler da configuração final 2.

3.7.3 Desenho das configurações finais

Tendo em vista todas as alterações realizadas, foram realizados novos desenhos do motor em SolidWorks 2018. A Fig. 3.16 apresenta o desenho final do motor nas configurações finais 1 e 2.

Ao todo, foram realizados 20 ensaios experimentais, sendo 10 com a configuração final 1 e outros 10 com a configuração final 2 (Fig. 3.17).

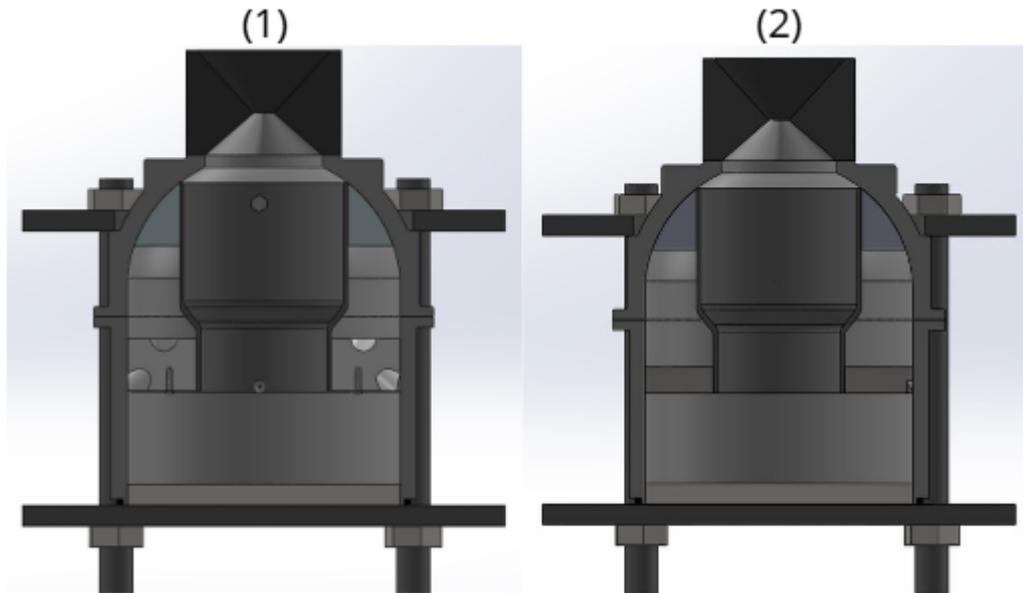


Figura 3.16 – Vista de corte: (1) Configuração final 1 /
(2) Configuração final 2.

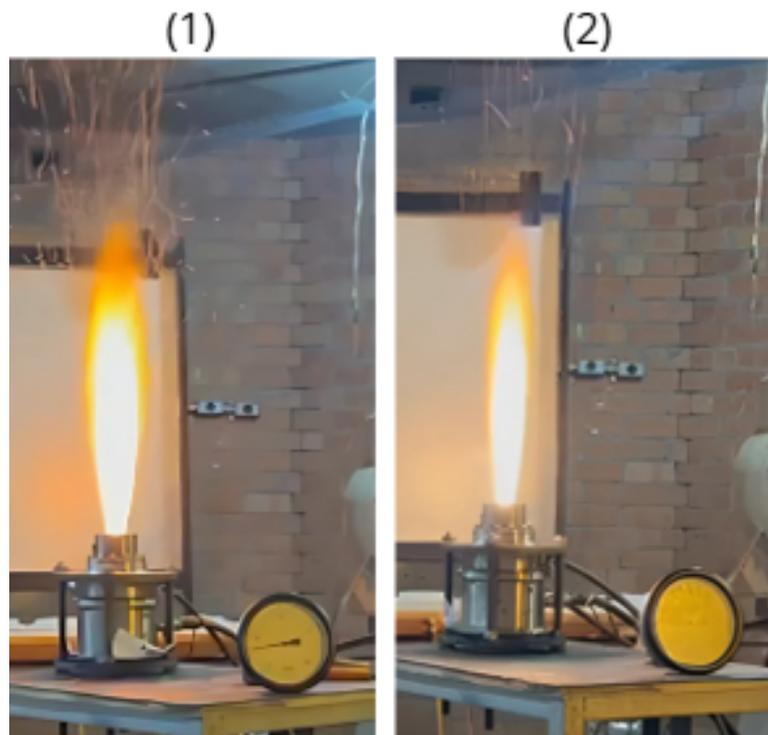


Figura 3.17 – Teste experimental: (1) Configuração final 1 /
(2) Configuração final 2.

Após a conclusão dessa etapa, um último ensaio adicional foi realizado utilizando a configuração final 2, com o objetivo de explorar o potencial do motor ao operar com pressões mais elevadas na câmara de combustão. O objetivo principal desse ensaio foi avaliar o impacto do aumento da pressão na taxa de regressão da parafina.

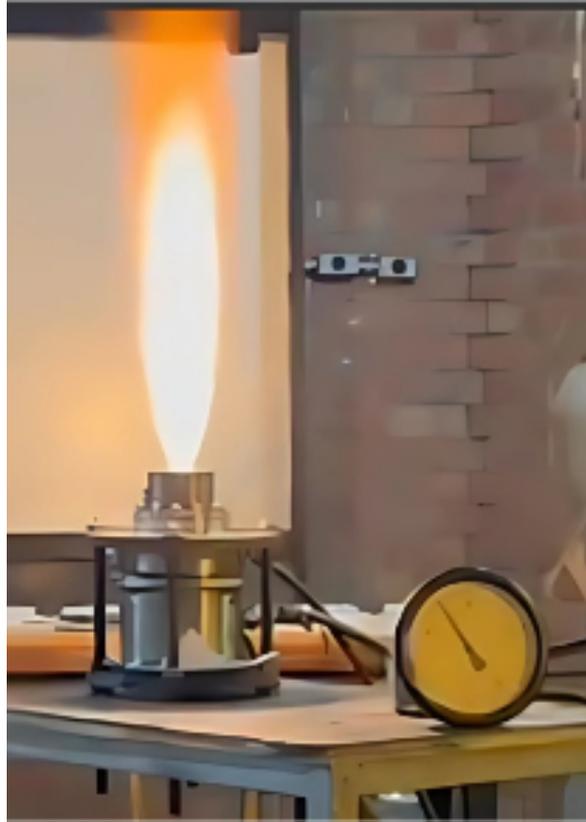


Figura 3.18 – Teste final.

Na Fig. 3.18, observou-se que o manômetro indicou que a pressão na câmara de combustão atingiu aproximadamente 6 bar na escala manométrica. Esse aumento de pressão permitiu a coleta de informações importantes sobre a influência direta da pressão na eficiência da combustão e na taxa de regressão do combustível sólido.

Após a conclusão de cada ensaio, os dados relevantes foram coletados e registrados para posterior análise e discussão dos resultados. Esse procedimento sistemático permitiu uma avaliação comparativa entre as duas configurações, contribuindo para a compreensão do desempenho e das características do motor sob diferentes condições operacionais.

3.7.4 Teste de queima com borracha sintética (PB) e acrílico (PMMA)

Para fins de pesquisa e trabalhos futuros, apesar de não coletar dados para obtenção e análise da taxa de regressão, verificou-se a capacidade do motor de operar usando outras matrizes sólidas como PB e PMMA, mantendo a mesma configuração dos testes finais. As Fig. 3.19 e 3.20 demonstram o motor operando de forma estável usando PB e PMMA como matriz sólida, respectivamente.



Figura 3.19 – Motor operando com PB como matriz sólida.



Figura 3.20 – Motor operando com PPMA como matriz sólida.

Após o teste do motor operando com PMMA, foi possível identificar as marcas características deixadas pelo escoamento em swirl na superfície sólida (Fig. 3.21). Esse padrão confirmou, mais uma vez, o funcionamento eficiente da injeção swirl, evidenciando o comportamento do fluxo esperado.



Figura 3.21 – Padrão formado na superfície sólida do PMMA.

4 RESULTADOS E DISCUSSÃO

4.1 RESULTADOS DOS TESTES PRELIMINARES

Na segunda bateria de 5 testes, os componentes internos do motor já conseguiam resistir até 3 ensaios de forma que foi possível coletar alguns dados preliminares e calcular a taxa de regressão.

A Tab. 4.1 apresenta os dados usados para calcular a taxa de regressão experimental, sendo M_i a massa inicial de parafina, M_f a massa final de parafina, t_q o tempo de queima, \dot{m}_p a vazão mássica de parafina e \dot{r} a taxa de regressão experimental da parafina.

| Teste | M_i (g) | M_f (g) | t_q (s) | \dot{m}_p (g/s) | \dot{r} (mm/s) | Observação |
|-------|-----------|-----------|-----------|-------------------|------------------|---------------------|
| P6 | - | - | - | - | - | Conjunto danificado |
| P7 | 205 | 172 | 7 | 4,71 | 0,39 | - |
| P8 | 135 | 75 | 12 | 5,83 | 0,49 | - |
| P9 | 145 | 123 | 5 | 4,4 | 0,37 | - |
| P10 | - | - | - | - | - | Conjunto danificado |

Tabela 4.1 – Dados experimentais da segunda bateria de testes preliminares.

No primeiro e no último ensaio da segunda bateria de testes preliminares, embora o motor tenha atingido o regime operacional desejado, os dados não foram contabilizados para a análise. A exclusão desses dados se deve ao fato de que, ao término dos ensaios, constatou-se que o conjunto de injeção havia sido danificado, comprometendo o escoamento swirl planejado. Esse dano afetou a uniformidade e a estabilidade do fluxo desejadas, tornando os resultados desses ensaios inconsistentes.

4.2 RESULTADOS DOS TESTES FINAIS

A primeira bateria de testes finais consistiu em um total de 10 ensaios, cujos resultados estão apresentados na Tab. 4.2.

As modificações realizadas no conjunto de injeção swirl apresentaram resultados satisfatórios durante os ensaios experimentais, proporcionando um desempenho consistente e repetível ao longo dos testes. Além disso, o conjunto demonstrou alta resistência, mantendo sua integridade estrutural após múltiplos ciclos de operação.

A segunda bateria de testes finais contabilizou mais 10 testes e os resultados são apresentados na Tab. 4.3.

| Teste | M_i (g) | M_f (g) | t_q (s) | \dot{m}_p (g/s) | \dot{r} (mm/s) |
|-------|-----------|-----------|-----------|-------------------|------------------|
| F1 | 38 | 29 | 3 | 3 | 0,25 |
| F2 | 51 | 40 | 4 | 2,75 | 0,23 |
| F3 | 69 | 58 | 4 | 2,75 | 0,23 |
| F4 | 58 | 45 | 4 | 3,25 | 0,27 |
| F5 | 55 | 44 | 4 | 2,75 | 0,23 |
| F6 | 48 | 42 | 3 | 2 | 0,17 |
| F7 | 59 | 51 | 4 | 2 | 0,17 |
| F8 | 51 | 42 | 4 | 2,25 | 0,19 |
| F9 | 51 | 43 | 4 | 2 | 0,17 |
| F10 | 50 | 38 | 6 | 2 | 0,17 |

Tabela 4.2 – Resultados experimentais da primeira bateria de testes finais.

| Teste | M_i (g) | M_f (g) | t_q (s) | \dot{m}_p (g/s) | \dot{r} (mm/s) |
|-------|-----------|-----------|-----------|-------------------|------------------|
| F11 | 192 | 168 | 6 | 3,92 | 0,33 |
| F12 | 168 | 145 | 6 | 3,92 | 0,33 |
| F13 | 209 | 195 | 5 | 2,78 | 0,23 |
| F14 | 195 | 178 | 6 | 2,78 | 0,23 |
| F15 | 178 | 159 | 7 | 2,78 | 0,23 |
| F16 | 208 | 185 | 8 | 2,82 | 0,24 |
| F17 | 185 | 165 | 7 | 2,82 | 0,24 |
| F18 | 165 | 143 | 8 | 2,82 | 0,24 |
| F19 | 143 | 120 | 8 | 2,82 | 0,24 |
| F20 | 120 | 98 | 8 | 2,82 | 0,24 |

Tabela 4.3 – Resultados experimentais da segunda bateria de testes finais.

4.3 ANÁLISE E DISCUSSÃO DOS RESULTADOS

Existem poucos estudos sobre os motores de foguete híbridos na configuração end-burning com injeção em swirl disponíveis na literatura. É relevante ao trabalho comparar os resultados obtidos em estudos anteriores para entender como as variáveis influenciam nos resultados e como podem ser feitas alterações no futuro para melhorar o desempenho do motor.

O motor híbrido SARA foi desenvolvido levando em conta fatores como segurança, objetivos científicos, disponibilidade de materiais, custos e compatibilidade com a infraestrutura de testes. Utilizando parafina como combustível e óxido nitroso como oxidante, o motor fornecia um empuxo médio de 1 kN por 12 segundos. O sistema era autossuficiente em pressurização, mantendo o oxidante a temperaturas entre 20 e 25 °C, o que resultava em uma pressão de alimentação superior a 52 bar e pressão de câmara de 30 bar (BERTOLDI *et al.*, 2022).

Para avaliar o desempenho do motor híbrido SARA foram testados dois tipos de injetores (Bertoldi *et al.*, 2019), resultando em três configurações distintas. A primeira consiste em um injetor axial, denominado AX10.25/1, com um único orifício de 10,25 mm de diâmetro.

As outras duas configurações correspondem ao injetor showerhead (SH). A primeira delas, SH:1-2/6-10, apresenta um arranjo radial com dois conjuntos de orifícios: seis com 1 mm de diâmetro e dez com 2 mm. A segunda configuração, SH:2/16, conta com 16 orifícios de 2 mm de diâmetro. A Tab. 4.4 apresenta resultados obtidos com os testes, considerando um tempo de operação de aproximadamente 5 segundos.

| Nº do teste | Injetor | P_c (bar) | \dot{m}_{ox} (g/s) | \dot{r} (mm/s) | O/F (-) |
|-------------|-------------|-------------|----------------------|------------------|---------|
| 11 | SH:1-2/6-10 | 35,5 | 350 | 4,96 | 4,2 |
| 12 | AX:10.25/1 | 20,0 | 364 | 5,10 | 4,2 |
| 13 | SH:2/16 | 42,0 | 559 | 5,07 | 6,5 |

Tabela 4.4 – Resultados experimentais do motor SARA com diferentes configurações (Bertoldi *et al.*, 2019).

Ao comparar os resultados obtidos nas Tab. 4.2 e 4.3 com os dados da Tab. 4.4 é evidente que os resultados foram significativamente discrepantes, em especial a taxa de regressão, porém dentro do esperado, uma vez que as condições de operação do motor são bastante diferentes. Nos testes realizados por (Bertoldi *et al.*, 2019) observa-se que a pressão na câmara de combustão (P_c) varia da ordem de 5 a 10 vezes maior do que os testes com a configuração swirl end-burning. Além disso, o uso de óxido nitroso (N_2O) como oxidante e diferentes tipos de injetores também pode ter influência no resultado.

(Oishige; Hayashi; Sakurai, 2016) investigaram o comportamento de regressão do combustível em motores de foguete híbridos com injeção em "swirl" (injeção rotacional) e combustão do tipo "end-burning" utilizando combustível à base de parafina. Os experimentos mostraram que a injeção em "swirl" aumentou significativamente a taxa de regressão da parafina, comparado à injeção direta. Foi observado que a taxa de regressão é fortemente dependente do fluxo mássico de oxigênio, da intensidade do movimento rotacional e da distância do injetor ao combustível na posição end-burning. A eficiência da combustão também melhorou com a injeção swirl, indicando um potencial aumento na eficiência de motores híbridos para aplicações espaciais e suborbitais. A Tab. 4.5 mostra os resultados alcançados no trabalho, onde foram escolhidos parâmetros distância do injetor até a superfície do combustível (L_{ave}), pressão absoluta na câmara de combustão (P_c), fluxo mássico de oxidante (G_{ox}), tempo de queima (t_b), vazão mássica de oxidante (\dot{m}_{ox}) para obter a taxa de regressão (\dot{r}).

| Teste | L_{ave} (mm) | P_c (bar) | G_{ox} ($\frac{kg}{m^2.s}$) | t_b (s) | \dot{m}_{ox} (g/s) | \dot{r} (mm/s) |
|-------|----------------|-------------|---------------------------------|-----------|----------------------|------------------|
| 1 | 23,6 | 4,8 | 15,9 | 1,8 | 7,5 | 4,02 |
| 2 | 38,5 | 4,8 | 9,7 | 2,1 | 7,5 | 3,39 |
| 3 | 53 | 4,7 | 7,4 | 2,1 | 7,8 | 2,87 |

Tabela 4.5 – Resumo dos resultados experimentais (Oishige; Hayashi; Sakurai, 2016).

A Tab. 4.6 compara os resultados obtidos no teste F11 com os encontrados por (Oishige;

Hayashi; Sakurai, 2016) usando a configuração 3.

| Teste | L_{ave} (mm) | d_p (mm) | P_c (bar) | G_{ox} ($\frac{kg}{m^2.s}$) | t_b (s) | \dot{r} (mm/s) | O/F (-) |
|-------|----------------|------------|-------------|---------------------------------|-----------|------------------|-----------|
| F11 | 50 | 130 | 5 | 8,6 | 6 | 0,33 | 6,99 |
| 3 | 53 | 40 | 4,8 | 7,4 | 2,1 | 2,87 | 2,84 |

Tabela 4.6 – Comparação dos resultados.

A análise comparativa entre os testes realizados e os resultados obtidos por (Oishige; Hayashi; Sakurai, 2016) evidencia uma discrepância significativa na taxa de regressão da parafina. Essa diferença pode ser atribuída a diversos fatores relacionados às configurações experimentais e aos parâmetros operacionais dos motores analisados. A seguir, são discutidos os principais pontos levantados que podem explicar essas variações:

- **Diâmetro do Motor:** O motor Sara possui um diâmetro 3,25 vezes maior do que o motor utilizado no artigo. Essa diferença resulta em uma área de queima significativamente maior no motor Sara, o que pode impactar a distribuição térmica e a transferência de calor para a superfície do grão de combustível. No motor de menor diâmetro, é provável que a transferência de calor seja mais concentrada, aumentando a taxa de regressão.
- **Diâmetro da Garganta do Bocal:** O motor Sara utiliza um bocal convergente-divergente com um diâmetro de garganta de 10 mm, em comparação aos 7 mm do motor do artigo. Essa diferença no diâmetro da garganta influencia diretamente a pressão na câmara de combustão, que é um dos fatores determinantes para a taxa de regressão do combustível. No motor Sara, a menor restrição no bocal pode levar a pressões mais baixas na câmara, resultando em taxas de regressão reduzidas.
- **Configuração de Injeção:** A injeção no motor Sara é realizada por meio de um swirler, enquanto no motor do artigo são utilizados quatro injetores tangenciais. A técnica de injeção tangencial pode promover um fluxo mais homogêneo e turbulento, maximizando a mistura entre o oxidante e o combustível e, conseqüentemente, aumentando a taxa de combustão. Em contraste, o swirler do motor Sara pode não oferecer o mesmo nível de intensidade no escoamento oxidante, resultando em menor eficiência na combustão.
- **Método de Ignição:** A ignição do motor Sara é feita com uma tocha, enquanto o motor do artigo utiliza pólvora em contato direto com a superfície do combustível sólido. O uso de pólvora pode gerar uma ignição mais rápida e uniforme, promovendo uma queima inicial mais intensa e contribuindo para taxas de regressão mais altas.

Esses fatores sugerem que as diferenças na geometria dos motores, na configuração de injeção e nos métodos de ignição podem ter impactado significativamente na discrepância observada nas taxas de regressão da parafina nos trabalhos comparados.

Os testes finais realizados tanto na primeira bateria quanto na segunda apresentaram resultados consistentes e repetíveis e provaram o funcionamento do motor em uma condição próxima a literatura. Tendo em vista a baixa taxa de regressão obtida nos testes deste trabalho e o desafio de aumentá-la e assim proporcionar uma melhoria de desempenho, mais um teste foi realizado com o objetivo de explorar o potencial do motor na configuração swirl end-burning. Os resultados obtidos se encontram na Tab. 4.7.

| Teste | P_c (bar) | G_{ox} ($\frac{kg}{m^2.s}$) | t_b (s) | \dot{m}_{ox} (g/s) | \dot{r} (mm/s) | O/F (-) |
|-------|-------------|---------------------------------|-----------|----------------------|------------------|---------|
| F21 | 7 | 12,5 | 5 | 40,7 | 0,78 | 4,33 |

Tabela 4.7 – Resultados do teste final.

Com os resultados da Tab. 4.7 e o código disponibilizado no Apêndice B foi calculado o empuxo teórico do motor (T) obtido no teste final:

$$T = 376N \quad (4.1)$$

A análise dos resultados apresentados nas Tab. 4.5, 4.6 e 4.7 permite compreender a influência de parâmetros na taxa de regressão da parafina, como:

- **Pressão na câmara de combustão:** A pressão na câmara de combustão mostrou uma relação direta com a taxa de regressão da parafina. Conforme a pressão aumenta, a transferência de calor para a superfície do grão de combustível é intensificada, o que acelera o processo de regressão. Essa correlação é consistente com o comportamento observado em motores híbridos, onde a combustão é fortemente influenciada pelas condições de pressão.
- **Razão O/F:** A razão oxidante/combustível (O/F) apresenta um impacto significativo na taxa de regressão da parafina, especialmente ao comparar motores de diferentes tamanhos. Motores menores, como o do estudo de referência, alcançam razões de equivalência menores e, conseqüentemente, uma razão O/F também menor, isso resulta em taxas de regressão mais altas. Por outro lado, motores maiores tendem a operar com razões O/F mais elevadas, o que diminui a eficiência da combustão e, portanto, reduz a taxa de regressão ao condições semelhantes de operação.
- **Distância do injetor até a superfície da parafina:** A distância do injetor até a superfície da parafina foi identificada como um parâmetro crítico. Quanto menor for essa distância, maior tende a ser a taxa de regressão. Isso ocorre porque uma proximidade maior entre o injetor e o combustível resulta em um fluxo oxidante mais concentrado e em uma maior transferência de calor para a superfície do grão. Por outro lado, distâncias maiores reduzem a intensidade do fluxo oxidante sobre a parafina, diminuindo a eficiência da combustão e a taxa de regressão.

5 CONCLUSÃO

Os experimentos realizados com o motor híbrido configurado em end-burning e com injeção swirl permitiram uma análise detalhada do comportamento da combustão de combustíveis sólidos à base de parafina. Os resultados confirmaram a influência de parâmetros essenciais, como a pressão na câmara de combustão, a razão oxidante-combustível (O/F), a distância do injetor à superfície do combustível e o design do injetor swirl, sobre a taxa de regressão.

O principal objetivo do trabalho foi plenamente alcançado, validando a configuração end-burning com escoamento em swirl de um motor com escala 3,25 vezes maior do que os relatados na literatura. Os resultados obtidos reforçam a viabilidade dessa abordagem para motores híbridos, indicando seu potencial para aplicações futuras em sistemas de propulsão de maior porte. Essa comprovação representa um avanço significativo no entendimento da combustão híbrida em configuração end-burning com injeção swirl, consolidando o experimento como uma importante contribuição para o desenvolvimento de motores híbridos mais eficientes.

Alguns desafios relevantes foram identificados, especialmente relacionados à necessidade de aumentar a taxa de regressão do combustível sólido para torná-la compatível com aplicações práticas em motores híbridos de maior escala. A configuração experimental do motor Sara apresentou taxas de regressão mais baixas em comparação aos valores reportados na literatura, devido a fatores como o diâmetro maior da câmara de combustão, o método de ignição por tocha e a distância do injetor à superfície do combustível. Esses elementos influenciam diretamente a transferência de calor e a dinâmica da combustão, limitando a eficiência do sistema.

Para superar esses desafios, várias sugestões podem ser exploradas em trabalhos futuros. Uma modificação essencial seria reposicionar o sistema de ignição para mais próximo da superfície do combustível. Essa mudança tem o potencial de aumentar a eficiência na transferência inicial de calor, facilitando o início da combustão e promovendo uma taxa de regressão mais alta. Além disso, a otimização do número de swirl do injetor pode melhorar ainda mais a mistura oxidante-combustível, aumentando a turbulência e, conseqüentemente, a transferência de calor para a superfície do combustível.

Outro aspecto promissor é a investigação da influência da distância entre o injetor e a superfície do combustível. Estudos que variem sistematicamente essa distância podem revelar a configuração ideal para maximizar a taxa de regressão, especialmente em motores de maior porte. Paralelamente, explorar novas combinações de oxidantes e combustíveis sólidos pode abrir caminhos para melhorias significativas. A substituição do oxigênio gasoso

por oxidantes como peróxido de hidrogênio ou óxido nitroso, combinados com combustíveis alternativos, pode oferecer soluções para superar as limitações da parafina, como sua tendência a rachaduras e seu ponto de fusão relativamente baixo.

Estudos futuros também podem abordar a determinação da lei da taxa de regressão do combustível em função do fluxo mássico de oxidante. Essa análise pode ser realizada gerando uma nuvem de pontos a partir de diferentes condições experimentais, permitindo a obtenção de uma correlação matemática robusta que descreva o comportamento do sistema. Essa abordagem não apenas ajudaria a prever a taxa de regressão sob diferentes condições operacionais, mas também forneceria subsídios para o projeto de motores híbridos mais eficientes.

Adicionalmente, o uso de simulações numéricas e ferramentas de otimização pode oferecer uma abordagem integrada para investigar a interação entre os diferentes parâmetros operacionais e de design. Essa estratégia pode reduzir significativamente o número de ensaios experimentais necessários, otimizando custos e direcionando os esforços para soluções mais promissoras.

Referências

- ALEMAYEHU, A. Y.; SOLOMON, L. G. Design of a solid rocket propulsion system. **Int J Aeronautics Aerospace Res**, v. 7, n. 2, p. 224–229, 2020. Citado na p. 20.
- ALIMURA, M. K. S. Estudo experimental de controle de empuxo num motor de foguete híbrido. 2020. Citado na p. 18.
- ALVES, A. L.; PANETO, A. N.; LITTIKE, K. A.; BENTO, S. S.; MARCHI, C. H. Minifoguete a propelente sólido: aspectos teóricos e propostas experimentais para o ensino de física. **Revista Brasileira de Ensino de Física**, SciELO Brasil, v. 42, p. e20200390, 2020. Citado nas pp. 9 e 30.
- ANDRIANOV, A.; SHYNKARENKO, O.; BERTOLDI, A. Elias de M.; JUNIOR, M. N. D. B.; VERAS, C. A. G. Concept and design of the hybrid test-motor for development of a propulsive decelerator of sara reentry capsule. *In: 51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*. [S.l.: s.n.], 2015. p. 3941. Citado na p. 43.
- AZEVEDO, V. A.; ALVES, I.; SHYNKARENKO, O.; VERAS, C. A. G. Experimental investigation of high regression rate paraffin for solid fuel ramjet propulsion. *In: AIAA Propulsion and Energy 2019 Forum*. [S.l.: s.n.], 2019. Citado na p. 18.
- BERTOLDI, A. E. d. M. Avaliação experimental da queima de parafina e óxido nitroso em motores híbridos. 2009. Citado nas pp. 21, 27, 28, 38 e 42.
- BERTOLDI, A. E. d. M. Estudo de instabilidade de combustão em motor foguete a propelente híbrido. **Universidade de Brasília (UnB)**, 2019. Citado na p. 35.
- BERTOLDI, A. E. d. M.; BOUZIANE, M.; LEE, J.; VERAS, C. A. G.; HENDRICK, P.; SIMONE, D. Theoretical and experimental study of combustion instability in hybrid rocket motors. EUCASS association, 2019. Citado nas pp. 11, 18, 63 e 64.
- BERTOLDI, A. E. D. M.; VERAS, C. A. G.; SHYNKARENKO, O.; ANDRIANOV, A.; LEE, J.; SIMONE, D. Overview of the past and current research on hybrid rocket propulsion at the university of Brasília. **EUROPEAN CONFERENCE FOR AERONAUTICS AND SPACE SCIENCES (EUCASS)**, 2022. Citado na p. 63.
- BIANCHI, D.; NASUTI, F.; CARMICINO, C. Hybrid rockets with axial injector: port diameter effect on fuel regression rate. **Journal of Propulsion and Power**, American Institute of Aeronautics and Astronautics, v. 32, n. 4, p. 984–996, 2016. Citado na p. 39.
- BOROWSKI, S.; CORBAN, R.; MCGUIRE, M.; BEKE, E. Nuclear thermal rocket/vehicle design options for future nasa missions to the moon and mars. *In: Space Programs and Technologies Conference and Exhibit*. [S.l.: s.n.], 1995. p. 4170. Citado na p. 21.

- BOUZIANE, M.; BERTOLDI, A.; LEE, D.; MILOVA, P.; HENDRICK, P.; LEFEBVRE, M. Design and experimental evaluation of liquid oxidizer injection system for hybrid rocket motors. *In: 7th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS), Milan, Italy.* [S.l.: s.n.], 2017. Citado na p. 40.
- BOUZIANE, M.; BERTOLDI, A.; MILOVA, P.; HENDRICK, P.; LEFEBVRE, M. Performance comparison of oxidizer injectors in a 1-kN paraffin-fueled hybrid rocket motor. **Aerospace Science and Technology**, Elsevier, v. 89, 2019. Citado na p. 18.
- BRANDÃO, P. H. R.; VERAS, C. A. G.; SILVEIRA, E. A. Performance parameters, economic viability and sustainability of hybrid rocket propellants: A systematic review. 2023. Citado nas pp. 11 e 28.
- CAI, G.; ZHAO, Z.; ZHAO, B.; LIU, Y.; YU, N. Regression rate and combustion performance investigation on hybrid rocket motor with head-end swirl injection under high geometric swirl number. **Aerospace Science and Technology**, Elsevier, v. 103, p. 105922, 2020. Citado na p. 36.
- CARVALHO, R. A. d. Análise térmica e estrutural do disco injetor do motor de foguete híbrido sara. 2020. Citado na p. 18.
- CÁS, P. L. K. D.; VILANOVA, C. Q.; JR, M. N. D. B.; VERAS, C. A. G. An optimized hybrid rocket motor for the sara platform reentry system. **Journal of Aerospace Technology and Management**, Instituto de Aeronáutica e Espaço, v. 4, n. 3, 2012. Citado na p. 18.
- CHIAVERINI, M. J.; SERIN, N.; JOHNSON, D. K.; LU, Y.-C.; KUO, K. K.; RISHA, G. A. Regression rate behavior of hybrid rocket solid fuels. **Journal of Propulsion and Power**, v. 16, n. 1, p. 125–132, 2000. Citado na p. 24.
- EL-SAYED, A. F. **Fundamentals of aircraft and rocket propulsion.** [S.l.]: Springer, 2016. Citado nas pp. 9, 23, 31 e 38.
- GODDARD, R. H. **A method of reaching extreme altitudes (with 10 plates).** [S.l.]: Smithsonian institution, 1921. v. 2540. Citado na p. 17.
- GOEBEL, D. M.; KATZ, I.; MIKELLIDES, I. G. **Fundamentals of electric propulsion.** [S.l.]: John Wiley & Sons, 2023. Citado na p. 21.
- GONÇALVES, S. C. S. Fabricação e avaliação de desempenho de combustível a base de parafina e cera vegetal para motor foguete a propelentes híbridos. 2015. Citado na p. 18.
- GREINER, B.; FREDERICK JR, R. Hybrid rocket instability. *In: 29th Joint Propulsion Conference and Exhibit.* [S.l.: s.n.], 1993. p. 2553. Citado na p. 34.
- GROVER, U.; HASIM, S.; VIDJA, G. Design, modelling fabrication and testing of hybrid rocket engine and evaluation of burning rate for different solid fuels. **International**

- Journal of Advances in Scientific Research and Engineering**, v. 2, 2016. Citado na página 21. Citado na p. 38.
- HITT, M. A. Additively manufactured axial-injection, end-burning hybrid motor regression rate study. **Journal of Propulsion and Power**, American Institute of Aeronautics and Astronautics, v. 36, n. 3, p. 485–487, 2020. Citado na p. 37.
- HUMBLE, R. W.; GARY, H. N.; LARSON, W. J. Space propulsion analysis and design. 1995. Citado nas pp. 9, 22, 28 e 42.
- HUZEL, D. K. **Modern engineering for design of liquid-propellant rocket engines**. [S.l.]: AIAA, 1992. v. 147. Citado na p. 20.
- KARABEYOGLU, M.; ALTMAN, D.; CANTWELL, B. J. Combustion of liquefying hybrid propellants: Part 1, general theory. **Journal of propulsion and power**, v. 18, n. 3, p. 610–620, 2002. Citado nas pp. 9 e 34.
- KARABEYOGLU, M. A.; CANTWELL, B. J.; ZILLIAC, G. Development of scalable space-time averaged regression rate expressions for hybrid rockets. **Journal of Propulsion and Power**, v. 23, n. 4, p. 737–747, 2007. Citado na p. 27.
- KATO, T.; HASHIMOTO, N.; NAGATA, H.; KUDO, I. A preliminary study of end-burning hybrid rocket: Part 1 combustion stability. **Japan Society of Aeronautical Space Sciences**, v. 49, n. 565, p. 33–39, 2002. Citado nas pp. 9 e 37.
- KNUTH, W. H.; CHIAVERINI, M. J.; SAUER, J. A.; GRAMER, D. J. Solid-fuel regression rate behavior of vortex hybrid rocket engines. **Journal of Propulsion and power**, v. 18, n. 3, p. 600–609, 2002. Citado nas pp. 9 e 41.
- KUO, K. K.; CHIAVERINI, M. J. **Fundamentals of hybrid rocket combustion and propulsion**. [S.l.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2007. Citado nas pp. 9, 23, 24, 25, 31, 32, 38 e 42.
- LEE, J.; WOO, K.; KIM, S. Effect of swirl intensity variation on combustion characteristics in end-burning hybrid rocket engines. **Acta Astronautica**, Elsevier, v. 217, p. 302–311, 2024. Citado na p. 36.
- MARQUARDT, T.; MAJDALANI, J. Review of classical diffusion-limited regression rate models in hybrid rockets. **Aerospace**, MDPI, v. 6, n. 6, p. 75, 2019. Citado na p. 24.
- MARXMAN, G.; GILBERT, M. Turbulent boundary layer combustion in the hybrid rocket. *In*: ELSEVIER. **Symposium (International) on Combustion**. [S.l.], 1963. v. 9, n. 1, p. 371–383. Citado nas pp. 22 e 25.
- MISHRA, D. **Fundamentals of Rocket Propulsion**. [S.l.]: CRC Press, 2017. Citado nas pp. 22, 27, 31 e 37.
- NAGATA, H.; TERAOKI, H.; SAITO, Y.; KANAI, R.; YASUKOCHI, H.; WAKITA, M.; TOTANI, T. Verification firings of end-burning type hybrid rockets. **Journal of propulsion and**

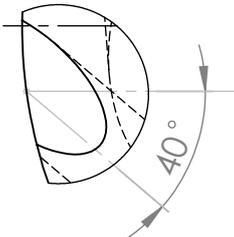
- power**, American Institute of Aeronautics and Astronautics, v. 33, n. 6, p. 1473–1477, 2017. Citado na p. 37.
- NASA, L. R. C. **Investigation of Combustion Instability in Hybrid Rockets**. California, 1969. 34p. Citado na p. 34.
- OISHIGE, Y.; HAYASHI, D.; SAKURAI, T. Fuel regression behavior of a swirling-injection end-burning hybrid rocket engine using paraffin-based fuels. *In: 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*. [S.l.: s.n.], 2016. p. 4755. Citado nas pp. 11, 57, 64 e 65.
- ROM, F. E. Nuclear-rocket propulsion. *In: Conference on Non-Chemical Space Propulsion*. [S.l.: s.n.], 1968. Citado na p. 21.
- SAKURAI, T.; OISHIGE, Y.; SAITO, K. Fuel regression behavior of swirling-injection end-burning hybrid rocket engine. **Journal of Fluid Science and Technology**, The Japan Society of Mechanical Engineers, v. 14, n. 3, p. JFST0025–JFST0025, 2019. Citado nas pp. 9 e 36.
- SANTOS, L.; ALMEIDA, L.; FRAGA, A.; VERAS, C. Experimental investigation of a paraffin based hybrid rocket. **Revista de Engenharia Térmica**, v. 5, n. 1, 2006. Citado na p. 18.
- SHYNKARENKO, O.; AZEVEDO, V.; VERAS, C.; ALVES, I. Experimental investigation of hydrocarbon based fuels in solid fuel ramjet propulsion. *In: 70th International Astronautical Congress (IAC 2019), Washington, USA*. [S.l.: s.n.], 2019. Citado na p. 18.
- SHYNKARENKO, O.; SIMONE, D. Oxygen methane torch ignition system for aerospace applications. **Aerospace**, MDPI, v. 7, n. 8, p. 114, 2020. Citado nas pp. 10, 51 e 87.
- SUTTON, G. P.; BIBLARZ, O. **Rocket propulsion elements**. [S.l.]: John Wiley & Sons, 2011. Citado nas pp. 9, 22, 23, 28, 29 e 32.
- SUTTON, G. P.; BIBLARZ, O. **Rocket Propulsion Elements**. [S.l.]: John Wiley & Sons, 2017. Citado na p. 32.
- TAKASHI, T.; YUASA, S.; YAMAMOTO, K. Effects of swirling oxidizer flow on fuel regression rate of hybrid rockets. *In: 35th Joint Propulsion Conference and Exhibit*. [S.l.: s.n.], 1999. p. 2323. Citado na p. 40.
- TSIOLKOVSKY, K. E. The exploration of cosmic space by means of reaction devices. **Scientific Review**, v. 5, p. 60–132, 1903. Citado na p. 17.
- TURNER, M. J. **Rocket and spacecraft propulsion: principles, practice and new developments**. [S.l.]: Springer Science & Business Media, 2008. Citado na p. 17.

VIEGAS, F.; SALEMI, L. Design and construction of a test bench for hybrid rocket static firings and its hybrid engine. **Mechanical Engineering Department, University of Brasilia**, 2000. Citado na p. 18.

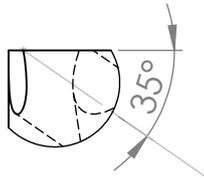
VIGNESH, B.; KUMAR, R. Effect of multi-location swirl injection on the performance of hybrid rocket motor. **Acta Astronautica**, Elsevier, v. 176, p. 111–123, 2020. Citado na p. 36.

Apêndices

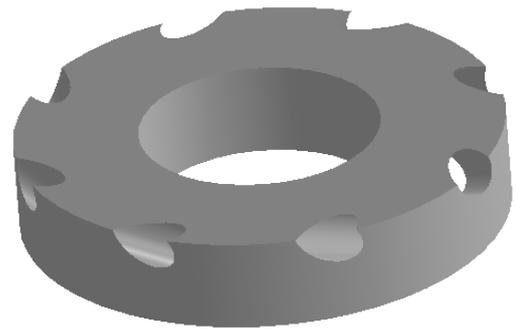
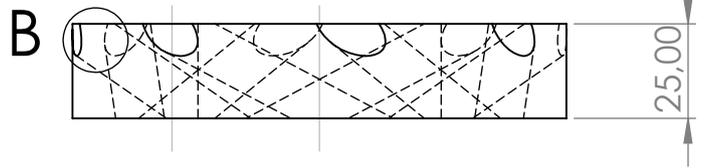
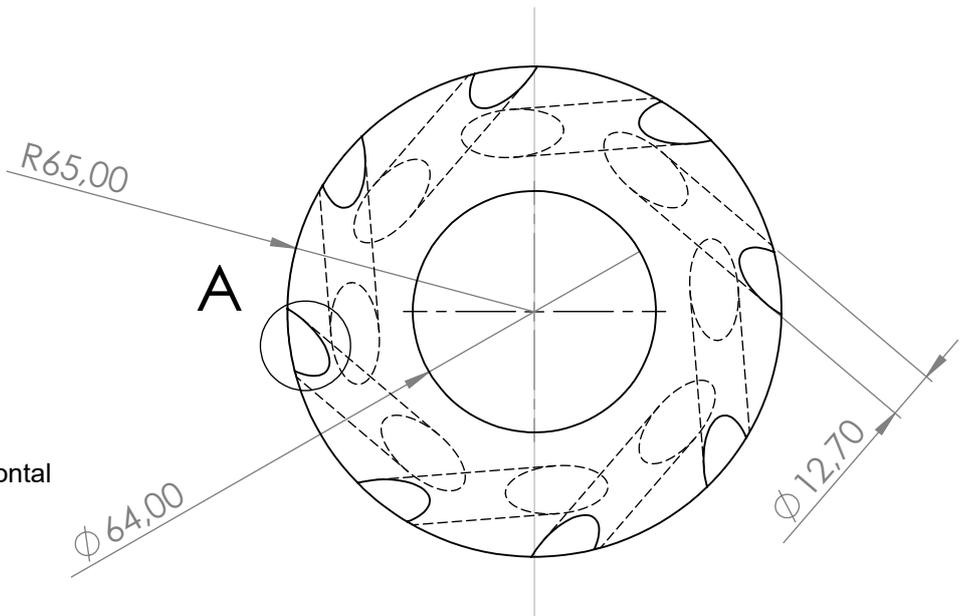
Apêndice A – Desenhos técnicos



Detalhe A
 Ângulo de furação horizontal
 Escala 1:1



Detalhe B
 Ângulo de furação vertical
 Escala 1:1



Qtd: 1

Material: Polietileno

Universidade de Brasília



Item: Swiller

Folha: 1/1

Dimensão: mm

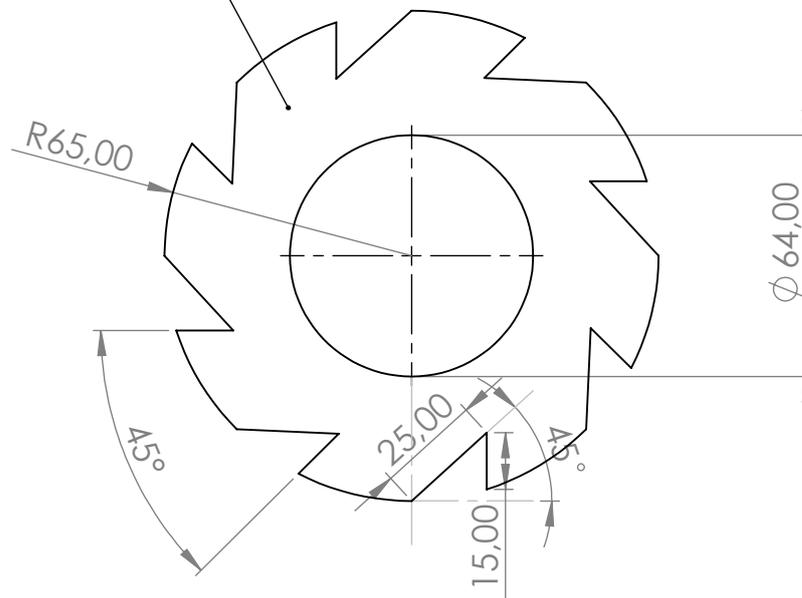
Descrição:

1° Diedro

Tolerância: 0,1

Escala: 1:2

Nota: espessura 0,5 mm



Qtd: 1

Material: Aço

Universidade de Brasília



Item: Proteção metálica

Folha: 1/1

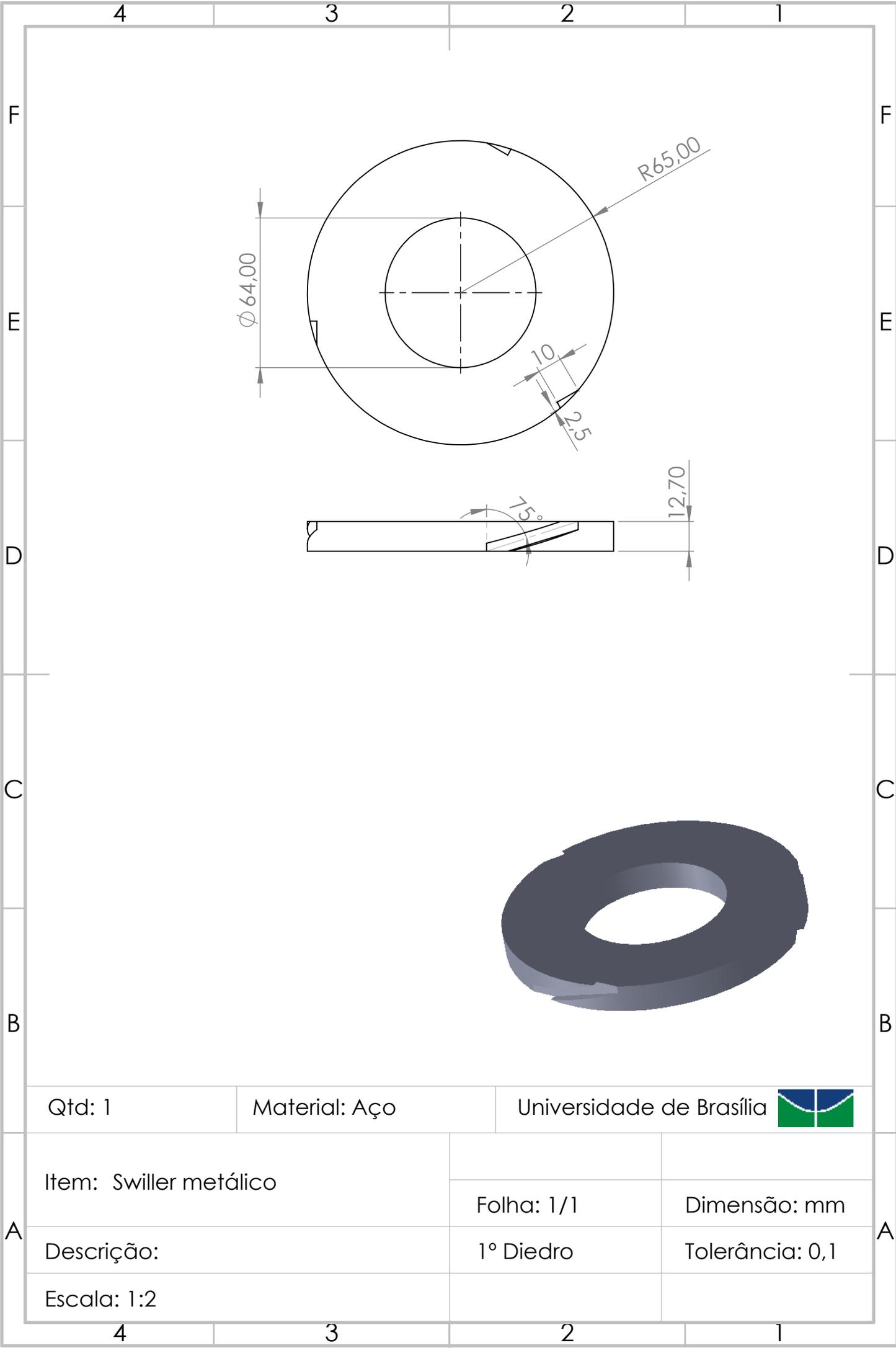
Dimensão: mm

Descrição:

1° Diedro

Tolerância: 0,1

Escala: 1:2



Qtd: 1 Material: Aço Universidade de Brasília 

| | | | | |
|---|------------------------|------------|-----------------|---|
| A | Item: Swiller metálico | Folha: 1/1 | Dimensão: mm | A |
| | Descrição: | 1° Diedro | Tolerância: 0,1 | |
| | Escala: 1:2 | | | |

Apêndice B – Códigos EES

```

1 "Código do motor"
2
3 "Dados iniciais"
4
5 P_c= 4,8*convert(bar;pa) "Pressão na câmara de combustão"
6 P_e=1*convert(bar;pa) "Pressão na saída"
7 T_t=2000[K] "Temperatura na câmara de combustão"
8 T_o=300 [k] "Temperatura inicial do oxidante"
9 d= 10*convert(mm;m) "Diâmetro da garganta"
10 d_o=5,5*convert(mm;m) "Diâmetro do orifício de alimentação do motor"
11 d_o_mm=d_o *convert(m;mm)
12
13 A=pi*d^2/4 "Area da garganta"
14 A_o=pi*d_o^2/4 "Area do ofício de alimentação do motor"
15
16 "Estequiometria da queima da parafina: CnH(2n+2)+(n+1/2)O2 ->nCO2
    +(n+1)H2O"
17
18 "Eq. balanceada (n=16): C16H34+ 24,5O2 ->16CO2 +17H2O"
19
20 Mm_C=12 [g/mol]
21 MM_H=1 [g/mol]
22 MM_O=16 [g/mol]
23
24 Mm_parafina= 16*Mm_C+34*Mm_H
25 Mm_O2=2*MM_O
26
27 n_parafina=1 [mol]
28 n_O2=24,5 [mol]
29 n_CO2=16 [mol]
30 n_H2O=17 [mol]
31
32 massa_parafina=n_parafina*Mm_parafina
33 massa_O2=n_O2*Mm_O2
34 massa_CO2=n_CO2*(Mm_C+Mm_O2)
35 massa_H2O=n_H2O*(2*Mm_H+Mm_O)
36
37 "Propriedades dos gases"
38
39 gamma_CO2=Cp(CO2;T=T_t)/Cv(CO2;T=T_t)
40
41 R_CO2=Cp(CO2;T=T_t)-Cv(CO2;T=T_t)
42
43 gamma_H2O=Cp(H2O;T=T_t)/Cv(H2O;T=T_t)
44
45 R_H2O=Cp(H2O;T=T_t)-Cv(H2O;T=T_t)
46
47 gamma_O2=Cp(O2;T=T_o)/Cv(O2;T=T_o)

```

```

48
49 R_O2=Cp(O2;T=T_o)-Cv(O2;T=T_o)
50
51 gamma_produtos=(massa_CO2*gamma_CO2+massa_H2O*gamma_H2O)/
52 (massa_CO2+massa_H2O)
53
54 R_produtos=(massa_CO2*R_CO2+massa_H2O*R_H2O)/
55 (massa_CO2+massa_H2O)
56
57 Mm_produtos_g=(massa_CO2*(Mm_C+Mm_O2)+massa_H2O*(2*Mm_H+Mm_O))/
58 (massa_CO2+massa_H2O)
59
60 Mm_produtos=Mm_produtos_g*convert(g/mol;kg/mol)
61
62 OF_s=massa_O2/massa_parafina      "Razão O/F estequiométrica"
63
64 ER = OF_s/OF      "Razão de equivalencia"
65
66 OF = m_dot_O2/m_dot_p      "Razão O/F"
67
68 m_dot_produtos_r= m_dot_O2+m_dot_p
69
70 "Condições de entupimento motor"
71
72 m_dot_produtos= ((A*P_c)/sqrt(T_t))*sqrt(gamma_produtos/R_produtos)*
73 ((gamma_produtos+1)/2)^(-(gamma_produtos+1)/(2*(gamma_produtos-1)))
74
75 m_dot_O2=((A_o*P_c)/sqrt(T_o))*sqrt(gamma_O2/R_O2)*
76 ((gamma_O2+1)/2)^(-(gamma_O2+1)/(2*(gamma_O2-1)))
77
78 m_dot_O2_g=m_dot_O2*convert(kg;g) "Entupimento do orificio do oxigenio"
79
80 "Taxa de regressão experimental"
81
82 "Dados experimentais do teste F11"
83
84 m_p =192*convert(g;kg)      "Massa de parafina inicial"
85 m_pf = 168*convert(g;kg)    "Massa de parafina final"
86 t_q =6 [s]      "Tempo de queima do teste"
87 rho_p = 900 [kg/m3]      "Densidade da parafina"
88 d_p = 130*convert(mm;m)    "Diâmetro do disco de parafina"
89 L_p=50*convert(mm;m)
90
91 DELTA_mp=(m_p-m_pf)
92
93 m_dot_p=DELTA_mp/t_q      "Vazão massica de parafina"
94
95 r_p=d_p/2
96
97 A_q = r_p*L_p^0,53
98
99 G=m_dot_O2/(r_p*L_p)
100

```

```

101 V_pq=DELTA_mp/rho_p
102
103 r_dot=V_pq/(A_q*t_q)      "Taxa de regressão experimental"
104
105 r_dot_mm=r_dot*convert(m/s;mm/s)
106
107 m_dot_p_g=m_dot_p*convert(kg/s;g/s)
108
109 "Calculo do empuxo do motor"
110
111 V_e = sqrt(((R_produtos*T_t)/Mm_produtos)*((2*gamma_produtos)/
112 (gamma_produtos-1))*(1-(P_e/P_c)^((gamma_produtos-1)/gamma_produtos)))
113
114 T=m_dot_produtos_r*V_e    "Empuxo"

```

```

1  "Swiller metalico"
2
3  m_dot_O2=28*convert(g/s;kg/s)      "Vazão massica de oxigenio"
4  T_o=300 [k]      "Temperatura inicial do oxigenio"
5  P_c=4,8*convert(bar;pa)      "Pressão na câmara"
6  b_r=5*convert(mm;m)      "Base do rasgo"
7  h_r=3*convert(mm;m)      "Altura do rasgo"
8  n_r=3
9  L=50*convert(mm;m)
10 d=130*convert(mm;m)
11
12 A_r=n_r*b_r*h_r/2
13
14 A_q=L*(d/2)
15
16 m_dot_O2=Density(O2;T=T_o;P=P_c)*V_O2*A_r
17
18 G=m_dot_O2/A_q
19
20 "Injetor artigo - configuração 3"
21 m_dot_ox=7,8*convert(g/s;kg/s)
22 d_inj=1,5*convert(mm;m)
23 n_inj=4
24 L_a=53*convert(mm;m)
25 d_a=40*convert(mm;m)
26
27 A_inj=n_inj*pi*d_inj^2/4
28
29 A_qa=L_a*(d_a/2)
30
31 m_dot_ox=Density(O2;T=T_o;P=P_c)*V_ox*A_inj
32
33 G_a=m_dot_ox/A_qa

```

Apêndice C – Código Arduino

```
1 #define CUSTOM_SETTINGS
2 #define INCLUDE_GAMEPAD_MODULE
3 #include <Dabble.h>
4
5 int porta_rele1 = 13; //0x
6 int porta_rele2 = 12; //GLP
7 int porta_rele3 = 11; //AR
8 int porta_rele4 = 10; //Ar+0x
9 int porta_rele5 = 9; //Ignição
10
11 void setup() {
12     Serial.begin(250000);
13     Dabble.begin(9600);
14     pinMode(porta_rele1, OUTPUT);
15     pinMode(porta_rele2, OUTPUT);
16     pinMode(porta_rele3, OUTPUT);
17     pinMode(porta_rele4, OUTPUT);
18     pinMode(porta_rele5, OUTPUT);
19     digitalWrite(porta_rele1, LOW);
20     digitalWrite(porta_rele2, LOW);
21     digitalWrite(porta_rele3, LOW);
22     digitalWrite(porta_rele4, LOW);
23     digitalWrite(porta_rele5, LOW);
24 }
25
26 void loop() {
27     Dabble.processInput();
28
29     if (GamePad.isUpPressed())
30     {
31         digitalWrite(porta_rele2, LOW);
32     }
33
34     if (GamePad.isDownPressed())
35     {
36         digitalWrite(porta_rele2, LOW);
37         digitalWrite(porta_rele4, LOW);
38     }
39
40     if (GamePad.isLeftPressed())
41     {
42         digitalWrite(porta_rele4, LOW);
43     }
44
45     if (GamePad.isRightPressed())
46     {
47         digitalWrite(porta_rele1, LOW);
48     }
```

```
49
50  if (GamePad.isSquarePressed())
51  {
52      digitalWrite(porta_rele4, HIGH); //Ar+OX
53  }
54
55  if (GamePad.isCirclePressed())
56  {
57      digitalWrite(porta_rele1, HIGH); //Oxigenio
58  }
59
60  if (GamePad.isCrossPressed())
61  {
62      digitalWrite(porta_rele5, HIGH); //ignição ligado
63      delay(500);
64      digitalWrite(porta_rele2, HIGH); //abrir GLP
65      digitalWrite(porta_rele4, HIGH); //abrir Ar+OX
66      delay(1000);
67      digitalWrite(porta_rele5, LOW); //ignição desligado
68  }
69
70  if (GamePad.isTrianglePressed())
71  {
72      digitalWrite(porta_rele2, HIGH); //GLP
73  }
74
75  if (GamePad.isStartPressed())
76  {
77      digitalWrite(porta_rele5, HIGH); //ignição ligado
78      delay(500);
79      digitalWrite(porta_rele2, HIGH); //abrir GLP
80      digitalWrite(porta_rele4, HIGH); //abrir Ar+OX
81      delay(1000);
82      digitalWrite(porta_rele5, LOW); //ignição desligado
83      delay(3000);
84      digitalWrite(porta_rele2, LOW); //fechar GLP
85      delay(5000);
86      digitalWrite(porta_rele4, LOW); //fechar Ar+OX
87  }
88
89  if (GamePad.isSelectPressed())
90  {
91      digitalWrite(porta_rele5, HIGH);
92      delay(1000);
93      digitalWrite(porta_rele5, LOW);
94  }
95 }
```

Anexos

Anexo A – Componentes da bancada experimental

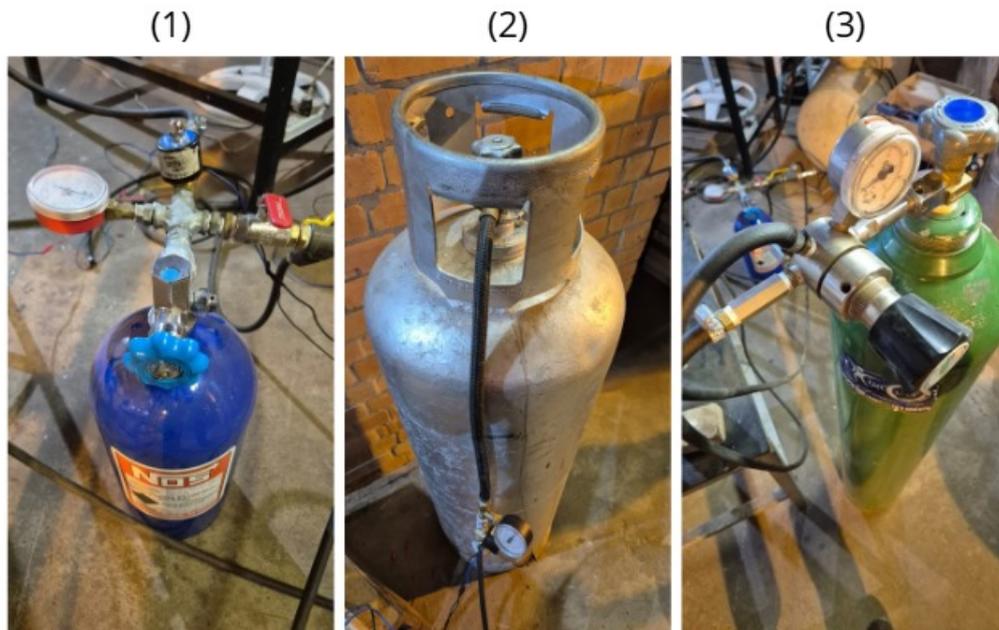


Figura A.1 – (1) Cilindro com mistura de ar com oxigênio dedicado à ignição. / (2) Cilindro de GLP / (3) Cilindro de oxigênio.



Figura A.2 – Compressor de ar atmosférico.



Figura A.3 – Cilindros do reservatório de ar atmosférico.

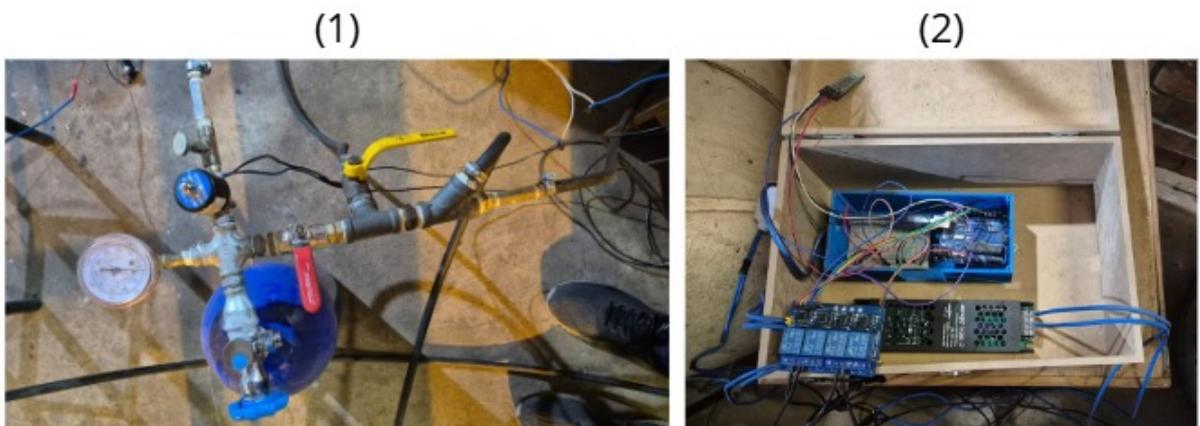


Figura A.4 – (1) Sistema de ignição / (2) Sistema elétrico para controle de válvulas.

Anexo B – Tocha

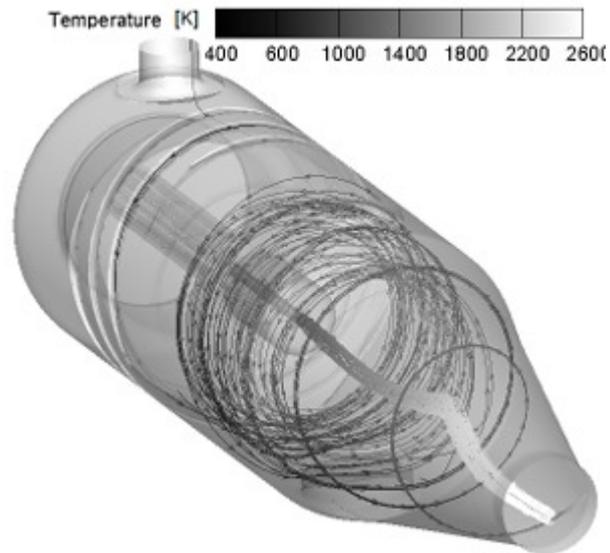


Figura B.1 – Linhas de escoamento e distribuição de temperatura da tocha de ignição (Shynkarenko; Simone, 2020).



Figura B.2 – Tocha acoplada ao motor.