

Universidade de Brasília - UnB
Faculdade UnB Gama - FGA
Engenharia Aeroespacial

Simulação de fluxos bifásicos em um motor de foguete híbrido

Autor: Geovanna Karolinne Carvalho Santos
Orientador: Prof. Dr. Olexiy Shynkarenko
Coorientador: Prof. Dr. Rafael Castilho Faria Mendes

Brasília, DF
2023



Geovanna Karolinne Carvalho Santos

Simulação de fluxos bifásicos em um motor de foguete híbrido

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

Universidade de Brasília - UnB

Faculdade UnB Gama - FGA

Orientador: Prof. Dr. Olexiy Shynkarenko

Coorientador: Prof. Dr. Rafael Castilho Faria Mendes

Brasília, DF

25 de julho de 2023

Geovanna Karolinne Carvalho Santos

Simulação de fluxos bifásicos em um motor de foguete híbrido/ Geovanna
Karolinne Carvalho Santos. – Brasília, DF, 25 de julho de 2023-
68 p. : il. (algumas color.) ; 30 cm.

Orientador: Prof. Dr. Olexiy Shynkarenko

Coorientador: Prof. Dr. Rafael Castilho Faria Mendes

Trabalho de Conclusão de Curso – Universidade de Brasília - UnB
Faculdade UnB Gama - FGA , 25 de julho de 2023.

1. Propulsão híbrida.. 2. Simulação numérica.. I. Prof. Dr. Olexiy Shynka-
renko. II. Universidade de Brasília. III. Faculdade UnB Gama. IV. Simulação de
fluxos bifásicos em um motor de foguete híbrido

CDU 02:141:005.6

Geovanna Karolinne Carvalho Santos

Simulação de fluxos bifásicos em um motor de foguete híbrido

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

Trabalho aprovado. Brasília, DF, 25 de julho de 2023:

Prof. Dr. Olexiy Shynkarenko
Orientador

**Prof. Dr. Rafael Castilho Faria
Mendes**
Coorientador

Prof. Dr. Jungpyo Lee
Convidado 1

Prof. Dr. Paolo Gessini
Convidado 2

Brasília, DF
25 de julho de 2023

Dedico este trabalho à minha mãe, Sueide Regina dos Santos, que sempre me apoiou e me incentivou. Você me ensinou o que é ser uma mulher forte, independente e corajosa.

Sou muito grata por tudo o que você fez por mim.

Agradecimentos

Primeiramente, agradeço a Deus por ter me dado saúde e força para superar as dificuldades. Agradeço também à minha família, que sempre me deu suporte durante a graduação. Em especial, gostaria de agradecer à minha mãe, Sueide Regina, que sempre esteve ao meu lado comemorando cada conquista e que sempre se empenhou para que eu pudesse realizar os meus sonhos. Também gostaria de agradecer ao meu padrasto, João Luis, e à minha avó, Maria Madalena, por todo apoio durante essa jornada.

Agradeço à Capital Rocket Team por todos ensinamentos e oportunidades durante a graduação. Com a equipe pude experienciar o lançamento de um foguete feito por alunos da universidade, um dos momentos mais únicos da minha jornada até aqui. Agradeço também a cada amizade que construí dentro da equipe, que tornaram o trabalho mais leve e me ensinaram cada vez mais.

Agradeço aos meus colegas de curso que tornaram o processo da graduação suave. Agradeço também pela troca de experiências e por cada aprendizado ao longo desse percurso. Em especial, agradeço ao Felipe por estar sempre presente desde o início da graduação.

Agradeço a todos que me apoiaram durante a realização deste trabalho e que me deram suporte durante os desafios que enfrentei. Agradeço ao Renato pelo seu apoio incondicional. Sou muito sortuda por ter você na minha vida. Sem você, eu não conseguiria concluir essa etapa.

Por fim, agradeço à Universidade de Brasília pela oportunidade de fazer o curso. E a todos os professores que tive a oportunidade de conhecer e aprender durante a graduação. Obrigada pela dedicação e esforço para formar engenheiros capacitados. Gostaria de agradecer ao Dr. Olexiy Shynkarenko pelo suporte e confiança na realização deste trabalho.

Resumo

Motores de foguete híbrido são sistemas que realizam a combustão para gerar impulso através de propelentes em diferentes fases, por exemplo, o combustível sólido e o oxidante líquido. Este trabalho tem como objetivo a análise numérica da combustão em um modelo de motor. O motor de estudo foi desenvolvido pela equipe de competição *Capital Rocket Team* vinculada à Universidade de Brasília. Foi feita uma revisão bibliográfica sobre os principais modelos relacionados a vaporização através de injetores que proporcionam a queda de pressão em um sistema. A metodologia aplicada neste trabalho proporcionou a compreensão do funcionamento de um injetor, como ocorre a vaporização dentro desse sistema e como é escoamento do óxido nítrico ao entrar e sair dos furos de injeção. Além da avaliação da combustão dentro do motor de foguete híbrido, foi possível observar como ocorre a interação entre o oxidante vaporizado e o combustível e verificou-se a função da tubeira nesse sistema. E por fim, foi feita a comparação com os resultados obtidos experimental e analiticamente para a validação da metodologia escolhida e possíveis melhorias de design do sistema.

Palavras-chaves: Propulsão híbrida. Motor de foguete. Simulação numérica. Combustão. Óxido nítrico.

Abstract

Hybrid rocket engines are systems that perform combustion to generate thrust through propellants in different phases, such as solid fuel and liquid oxidizer. This work aims at the numerical analysis of combustion in an model of a hybrid rocket engine. The study engine was developed by the competition team Capital Rocket Team at the University of Brasilia. A bibliographic review was done on the main models related to vaporization through injectors that provide the pressure drop in a system. The methodology applied in this work provided an understanding of how an injector works, how vaporization occurs inside this system and how nitrous oxide flows when entering and leaving the injection holes. In addition to evaluating the combustion within the hybrid rocket engine, it was possible to observe how the interaction between the vaporized oxidant and the fuel occurs and the role of the nozzle in this system was verified. Finally, a comparison was made with the results obtained experimentally and analytically for the validation of the chosen methodology and possible improvements in the system design.

Key-words: Hybrid propulsion. Rocket engine. Numerical simulation. Combustion. Nitrous oxide.

Lista de ilustrações

Figura 1	– Exemplo de estrutura padrão de um motor de foguete a propulsão híbrida.	17
Figura 2	– Pressão como função da temperatura do óxido nitroso saturado.	23
Figura 3	– Modelo de queima para a parafina.	25
Figura 4	– Foguete Circe montado na base de lançamento.	28
Figura 5	– Motor do foguete Circe.	28
Figura 6	– Esquemático do motor do foguete Circe.	29
Figura 7	– Motor montado com sensor de pressão.	30
Figura 8	– Montagem final.	30
Figura 9	– Acionamento do ignitor.	31
Figura 10	– Chama do motor.	31
Figura 11	– Representação no <i>ANSYS Fleunt</i> da geometria no domínio da simulação.	37
Figura 12	– Esquemático do escoamento pela geometria no domínio da simulação. Em que: 1 - câmara de injeção; 2 - placa injetora; 3 - pré-câmara; 4 - combustível; 5 - porta de combustão; 6 - pós-câmara; 7 - tubeira.	38
Figura 13	– Nome de cada superfície da geometria para a simulação do injetor.	39
Figura 14	– Nome de cada superfície da geometria para a simulação da combustão.	40
Figura 15	– Entrada de óxido nitroso para a simulação da combustão.	40
Figura 16	– Malha computacional utilizada na simulação numérica.	41
Figura 17	– Divisão de seções próximo aos orifícios de entrada de oxidante.	42
Figura 18	– Malha computacional de toda a geometria do motor.	42
Figura 19	– Fração de volume de óxido nitroso líquido.	47
Figura 20	– Fração de volume de óxido nitroso gasoso.	48
Figura 21	– Análise da vaporização do óxido nitroso.	49
Figura 22	– Contorno de velocidade.	50
Figura 23	– Linhas de fluxo de velocidade.	50
Figura 24	– Contorno de pressão.	51
Figura 25	– Contorno de densidade.	52
Figura 26	– Distribuição do número de Mach.	53
Figura 27	– Distribuição do número de Mach através de um orifício.	53
Figura 28	– Distribuição da pressão.	54
Figura 29	– Distribuição da pressão através de um orifício.	55
Figura 30	– Distribuição da fração mássica de óxido nitroso e Temperatura.	56
Figura 31	– Distribuição da temperatura através de um orifício.	57
Figura 32	– Distribuição do tamanho das gotas.	57
Figura 33	– Tempo de residência das gotas.	58
Figura 34	– Linhas de fluxo para a taxa de vaporização das gotas.	59

Figura 35 – Distrição das frações mássicas das espécies dentro do motor.	60
Figura 36 – Distribuição da densidade dentro do motor.	60
Figura 37 – Pressão na câmara de combustão e no tanque de oxidante durante o tempo de queima.	62
Figura 38 – Curva de empuxo do motor.	63

Lista de tabelas

Tabela 1 – Parâmetros teóricos do motor do foguete Circe	29
Tabela 2 – Propriedades dos materiais inseridos na simulação.	43
Tabela 3 – Modelo cinético reduzido.	44
Tabela 4 – Propriedades do N ₂ O líquido inserido na simulação.	45
Tabela 5 – Frações molares dos produtos da reação química na saída da tubeira.	46
Tabela 6 – Comparação entre os resultados analíticos e numéricos.	61

Lista de abreviaturas e siglas

CEA	<i>Chemical Equilibrium and Applications</i>
CFD	<i>Computational Fluid Dynamics</i>
CLA	Centro de Lançamento de Alcântara
CRT	<i>Capital Rocket Team</i>
LASC	<i>Latin American Space Challenge</i>
NASA	<i>National Aeronautics and Space Administration</i>
RANS	<i>Reynolds-averaged Navier-Stokes</i>
RPA	<i>Rocket Propulsion Analysis</i>
SMD	Diâmetro Médio de Sauter
SST	<i>Shear-stress Transport</i>
TCC	Trabalho de Conclusão de Curso
UnB	Universidade de Brasília

Lista de símbolos

A	Área
a	Coefficiente da taxa de regressão
A_b	Área da superfície da porta de combustão
A_t	Área da garganta
A_1	Fator pre-exponencial
A_2	Área de saída da tubeira
b	Coefficiente empírico da equação de Arrhenius
c	Velocidade de exaustão
C_F	Coefficiente de empuxo
C_d	Coefficiente de descarga
C^*	Velocidade característica
D	Difusão cruzada
d_o	Diâmetro do orifício de injeção
E	Energia de ativação
E_k	Energia da fase k
F	Empuxo
\vec{F}_c	Força de campo
G_k	Energia cinética de turbulência
G_{ox}	Fluxo mássico de oxidante
G_ω	Energia de geração de ω
g_0	Aceleração da gravidade
h_k	Entalpia sensível da fase k
I_{sp}	Impulso específico

I_t	Impulso total
k	Constante de velocidade da reação
k_{eff}	Efeito da condutividade
k_t	Condutividade térmica turbulenta
M	Massa molar
m	Expoente do fluxo mássico de oxidante
\dot{m}	Vazão mássica total de propelente
\dot{m}_o	Vazão mássica de oxidante
\dot{m}_f	Vazão mássica de combustível
p	Pressão
P_c	Pressão na câmara de combustão
P_{ox}	Pressão de oxidante
p_2	Pressão dos gases na saída da tubeira
p_3	Pressão ambiente ou atmosférica
R	Fonte de massa líquida
\mathfrak{R}_B	Raio da bolha
R_u	Constante universal dos gases
\dot{r}	Taxa de regressão do grão combustível
S_E	Fonte de calor volumétrica
T	Temperatura
T_c	Temperatura na câmara de combustão
t_q	Tempo de queima
T_0	Temperatura ambiente
u_l	Velocidade do líquido
v	Velocidade
$v_i n_j$	Velocidade de injeção

v_2	Velocidade de exaustão dos gases
Y	Dissipação devido a turbulência
α_k	Fração de volume da fase k
Δ	Mudança em uma variável (final-inicial)
Γ	Difusividade efetiva
γ	Razão de calor específico
μ_m	Viscosidade dinâmica da mistura
ν_l	Viscosidade cinemática do líquido
ν_m	Velocidade média em massa
ρ	Densidade
ρ_f	Densidade do combustível
ρ_k	Densidade da fase k
ρ_m	Densidade da mistura
ρ_{ox}	Densidade de oxidante

Sumário

1	INTRODUÇÃO	17
1.1	Contextualização	17
1.2	Motivação	17
1.3	<i>Capital Rocket Team</i>	18
1.4	Objetivo Geral	18
1.5	Objetivos Específicos	19
2	REFERENCIAL TEÓRICO	20
2.1	Propulsão Híbrida	20
2.1.1	Sistema de injeção	20
2.1.2	Câmara de combustão	21
2.1.3	Tubeira	22
2.2	Propriedades do Óxido Nitroso	22
2.3	Balística Interna	24
2.4	Parâmetros de Performance	25
2.4.1	Empuxo	25
2.4.2	Impulso total	26
2.4.3	Velocidade de exaustão	26
2.4.4	Velocidade de saída	26
2.4.5	Coeficiente de empuxo	26
2.4.6	Impulso específico	26
2.4.7	Velocidade característica	27
2.5	Motor da Circe	27
2.6	Teste Estático	29
2.7	Simulação Numérica	31
2.7.1	Modelo Multifásico	31
2.7.2	Modelo de Cavitação	33
2.7.3	Modelo de Turbulência	34
2.7.4	Modelo de Fase Discreta	34
2.7.5	Modelo de Combustão	35
3	METODOLOGIA	37
3.1	Geometria	37
3.2	Malha	40
3.3	Configurações	43
3.3.1	Análise do Injetor	43

3.3.1.1	Condições de contorno	43
3.3.2	Combustão	44
3.3.2.1	Condições de contorno	45
4	RESULTADOS E DISCUSSÕES	47
4.1	Análise do Injetor	47
4.1.1	Mudança de fase	47
4.1.2	Velocidade do escoamento	49
4.1.3	Coeficiente de descarga	51
4.2	Análise da Combustão	52
4.2.1	Número de Mach	53
4.2.2	Distribuição de pressão	54
4.2.3	Análise da temperatura	55
4.2.4	Fase discreta	57
4.2.5	Frações mássicas das espécies	59
4.2.6	Comparações	61
4.3	Teste Estático	61
5	CONCLUSÃO	64
	REFERÊNCIAS	66

1 Introdução

1.1 Contextualização

A propulsão em foguetes tem a função de gerar empuxo e mudar o movimento do corpo ao expelir massa em alta velocidade. Os foguetes com propulsão química são caracterizados de acordo com a fase dos seus propelentes, isto é, são divididos em sólidos, líquidos ou híbridos (SUTTON; BIBLARZ, 2010).

A Figura 1 apresenta um esquemático de um modelo de motor a propulsão híbrida. Os motores para foguetes híbridos são normalmente divididos em duas partes, sendo a primeira os componentes relacionados ao tanque de oxidante, como as válvulas e conexões, e a segunda é a câmara de empuxo, que engloba o injetor, câmara de combustão e tubeira.

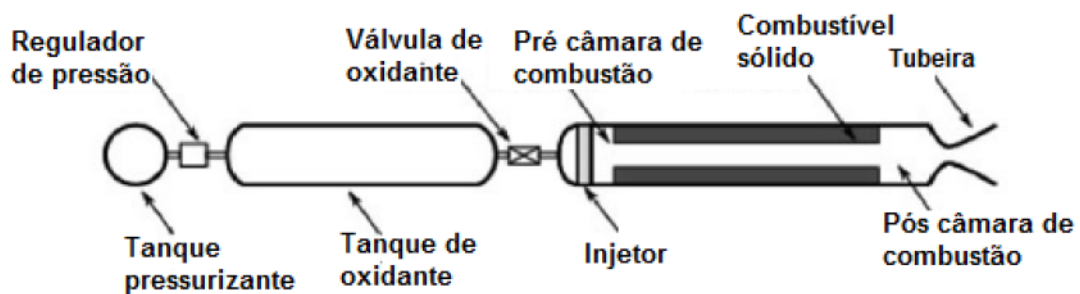


Figura 1 – Exemplo de estrutura padrão de um motor de foguete a propulsão híbrida.
Fonte: Adaptado de [Greatrix \(2012\)](#).

Em sistemas sólidos, o combustível e o oxidante estão na fase sólida, formando o grão propelente que fica contido dentro da câmara de combustão. A propulsão líquida apresenta ambos os propelentes na fase líquida e armazenados em tanques separados dentro do foguete, e são injetados juntos na câmara de combustão durante a queima. Já a propulsão híbrida, que combina os dois sistemas anteriores, apresenta fases distintas para os propelentes (EL-SAYED, 2016).

Foguetes a propulsão híbrida possuem algumas características vantajosas para foguetes experimentais, como a segurança, simplicidade no design, múltiplas reinicializações em caso de falhas em testes e custo reduzido.

1.2 Motivação

O setor aeroespacial brasileiro tem apresentado uma crescente evolução, não apenas no âmbito acadêmico como também no setor comercial. A recém abertura do Centro de Lançamento de Alcântara (CLA) tem despertado o interesse de diferentes empresas

em estabelecer bases no Brasil. A empresa *Innospace*, que fornece serviços de propulsão híbrida para lançamento de pequenos satélites, realizou testes no foguete HANBIT-TLV. O foguete de propulsão híbrida combina oxigênio líquido e parafina. A empresa obteve licença para lançar do CLA em 2021 e realizou os primeiros testes já no Brasil no final de 2022 (SPACE, 2022).

Os foguetes experimentais são uma porta de acesso para a evolução tecnológica na indústria. O desenvolvimento de um veículo espacial conta com grandes desafios a serem superados, a literatura dispõe de diversos modelos analíticos para o design de um novo sistema. No entanto, testes experimentais apresentam elevado custo e complexidade, além dos riscos atrelados a testes em novas tecnologias.

A dinâmica dos fluidos computacional (*Computational Fluid Dynamics* - CFD) é dita como o conjunto de técnicas que permitem ao computador fornecer uma simulação numérica do escoamento de fluidos. Através do desenvolvimento numérico, modela-se todo o comportamento de fluxos em diferentes situações com elevado grau de confiabilidade nos resultados. Dessa forma, valida-se novos sistemas com redução de complexidade e baixo custo (HIRSCH, 2007).

Sendo assim, o trabalho tem como motivação a análise numérica e o desenvolvimento de foguetes experimentais para estudo da propulsão híbrida de foguetes experimentais.

1.3 *Capital Rocket Team*

A *Capital Rocket Team* (CRT) é uma equipe de competição de estudantes da Universidade de Brasília. Atualmente a equipe conta com 42 membros efetivos que projetam, constroem, testam e lançam foguetes experimentais. Desde 2015, desenvolvem pesquisas e ministram *workshop* sobre propulsão híbrida, mais especificamente com o par propelente Óxido Nitroso/Parafina, e temas correlatos a engenharia aeroespacial.

Em 2022 a equipe realizou o seu primeiro lançamento dentro de uma competição, com apogeu de aproximadamente 500 metros. A CRT já conquistou diversos prêmios na categoria Líquido/Híbrido em competições nacionais, além de prêmios de reconhecimento e excelência em propulsão.

1.4 Objetivo Geral

O objetivo geral deste trabalho é a análise computacional tridimensional de balística interna de um motor de foguete híbrido e a comparação com os dados experimentais obtidos em bancada de teste.

Inicialmente foi feito um modelo tridimensional com o auxílio do software *ANSYS Student* para o motor de foguete contendo a placa injetora, câmara de combustão, grão combustível e a tubeira.

Posteriormente, os resultados numéricos obtidos foram comparados com os resultados analíticos e experimentais do protótipo do motor usado no foguete *Circe* da equipe de competição de foguetes *Capital Rocket Team*. O motor foi testado em julho de 2022 e o foguete lançado em agosto do mesmo ano, apresentando resultados experimentais dentro da faixa esperada.

1.5 Objetivos Específicos

O trabalho foi realizado a partir dos objetivos específicos apresentados abaixo:

- Revisão bibliográfica de propulsão híbrida;
- Revisão bibliográfica dos modelos de simulação numérica tridimensional para a injeção de líquido;
- Revisão bibliográfica dos modelos de combustão para simulação numérica;
- Realização de simulação numérica tridimensional da injeção do óxido nitroso, seguida da combustão na câmara de combustão com a parafina;
- Análise dos resultados experimentais obtidos com o motor do foguete *Circe*;
- Comparação do caso numérico com o caso analítico.

2 Referencial Teórico

2.1 Propulsão Híbrida

Motores de foguetes a propulsão híbrida são compostos por combustível e oxidante em fases diferentes, para otimizar a performance são utilizados oxidante na fase líquida armazenados em tanques internos e o combustível na fase sólida dentro da câmara de combustão (SUTTON; BIBLARZ, 2010).

Uma das vantagens da propulsão híbrida é a segurança durante a fabricação, armazenamento e operação. Além disso, possui um impulso específico maior que a propulsão sólida e é possível controlar a ignição e o empuxo, se necessário. No entanto, a baixa taxa de regressão do combustível sólido e a grande variação da razão de mistura do par propelente são desvantagens do sistema (SUTTON; BIBLARZ, 2010).

O acionamento do sistema é feito pela abertura da válvula de oxidante, no qual o oxidante entra na câmara de combustão passando através do injetor que atomiza e vaporiza o oxidante, a fase de vapor do oxidante reage com o grão combustível após a ignição ser ativada dentro da câmara de combustão. Os produtos da combustão são acelerados pela tubeira.

O design dos componentes da câmara de empuxo devem garantir a maior performance do sistema atrelados a segurança na operação, portanto devem ser projetados analiticamente e, posteriormente, analisados numericamente.

2.1.1 Sistema de injeção

O sistema de injeção é composto pela câmara de injeção e a placa injetora. Juntos desempenham a função de distribuição, atomização e vaporização do oxidante dentro da câmara de combustão. A câmara de injeção recebe o fluxo do tanque de oxidante e a placa injetora é responsável por atomizar e garantir a quebra adequada das partículas para que as condições sejam favoráveis a reação de combustão (HUZEL, 1992).

O comportamento da combustão é fortemente atrelado ao sistema de injeção. O tipo de injetor escolhido pode influenciar nos efeitos de instabilidade na combustão e definir a performance global do sistema. A fase preliminar de design do sistema consiste na escolha do tipo de injetor que será usado de acordo com as necessidades do projeto. Em suma, existem duas classes de injetores, os colidentes e os não colidentes (HUMBLE; HENRY; LARSON, 1995).

As configurações mais comuns para propulsão híbrida são os injetores do tipo

shower head, de cone oco, *swirl* e de vórtices. Os injetores *shower head* possuem com configuração do tipo não colidente com a injeção normal a face do injetor. O injetor de cone oco apresentam os orifícios inclinados em direção à parede interna do grão combustível. Já o injetor *swirl* possui entradas tangenciais, assim, o oxidante ganha velocidade angular. Por fim, no injetor de vórtices os orifícios são inclinados tanto na direção radial quanto axial, formando um movimento circular dentro da câmara de injeção (SUTTON; BIBLARZ, 2010).

Injetores *shower head* possuem o design e manufatura mais simples, por isso, são normalmente escolhidos para foguetes experimentais. De acordo com Bouziane et al. (2019), esse tipo de injetor promove uma eficiência de razão de mistura em 90%. Além de apresentar sinais de oscilação na combustão mais estáveis.

2.1.2 Câmara de combustão

Em um motor de foguete a propulsão híbrida a câmara de combustão é o local onde ocorre as reações químicas de combustão, para isso, ela armazena o combustível que está na fase sólida. Portanto, seu comprimento e diâmetro são determinados pela configuração e propriedades de balística do grão combustível (SAGAR; GROVER; HASIM, 2016).

O comprimento da câmara de combustão é um aspecto relevante para o sistema de propulsão híbrida. Quanto mais longa a câmara, mais estável é a combustão, uma vez que melhora as condições de mistura dos propelentes. Por outro lado, o aumento do comprimento da câmara aumenta a massa do motor e a quantidade de energia absorvida pela parede da câmara. Portanto, um requisito importante para sistemas de propulsão híbrida é a presença de uma pré-câmara de combustão e uma pós-câmara de combustão.

A pré-câmara de combustão é utilizada na extremidade dianteira para garantir a total vaporização do líquido oxidante. Já a pós-câmara de combustão é empregada na extremidade traseira do motor para assegurar que a combustão seja completa e nenhuma gotícula de propelente saia sem ser queimada. A presença de uma pré-câmara e uma pós-câmara permite que o sistema de propulsão híbrida obtenha uma combustão mais eficiente e estável (HUMBLE; HENRY; LARSON, 1995).

A câmara de combustão representa uma configuração essencial para a segurança e performance do sistema. Caso a combustão não ocorra por completo antes da tubeira, pode existir uma redução na eficiência experimental do motor e aumentar os efeitos de instabilidade. De acordo com Humble, Henry e Larson (1995) a razão típica entre o comprimento e o diâmetro da pós-câmara está entre 0.5 e 1.

2.1.3 Tubeira

Uma tubeira é um dispositivo projetado para aumentar a velocidade de um fluxo até velocidades supersônicas. É formado por um duto com seção convergente, área crítica e seção divergente. A área crítica ou garganta deve ser projetada para que o número de Mach atinja 1 nessa seção, permitindo que o fluxo possa expandir a fim de atingir velocidades supersônicas ao serem expelidos para fora do motor (ANDERSON, 2009).

A energia cinética é gerada a partir da entalpia obtida pela combustão na câmara de combustão, o que é capaz de tirar o foguete da inércia através do empuxo gerado.

O design da tubeira deve alinhar a facilidade na fabricação com a performance. Os modelos mais conhecidos para tubeira são a cônica e *bell-shaped*. A tubeira cônica conta com a facilidade em design e manufatura, no entanto, pode apresentar menor desempenho se comparada a outros modelos. A tubeira *bell-shaped*, por sua vez, apresenta maior performance e menor peso, porém possui um design complexo (ANDERSON, 2009).

2.2 Propriedades do Óxido Nitroso

O óxido nitroso (N_2O) é normalmente usado como oxidante em foguetes híbridos devido a sua característica de auto pressurização, que reduz a complexidade e a massa do sistema de alimentação. Além disso, possui baixa toxicidade quando comparado a outros oxidantes utilizados na indústria, como hidrazina (N_2H_4) e peróxido de hidrogênio (H_2O_2) (ZAKIROV et al., 2001).

Ademais, o óxido nitroso possui um armazenamento simples. Em temperatura ambiente, o N_2O armazenado em um tanque pressurizado existe em duas fases, líquida e vapor, à uma pressão de aproximadamente 5,6 MPa, como mostrado na Fig. 2. Conforme a fase líquida é injetada na câmara de empuxo, a pressão começa a cair no tanque interno (ZAKIROV et al., 2001).

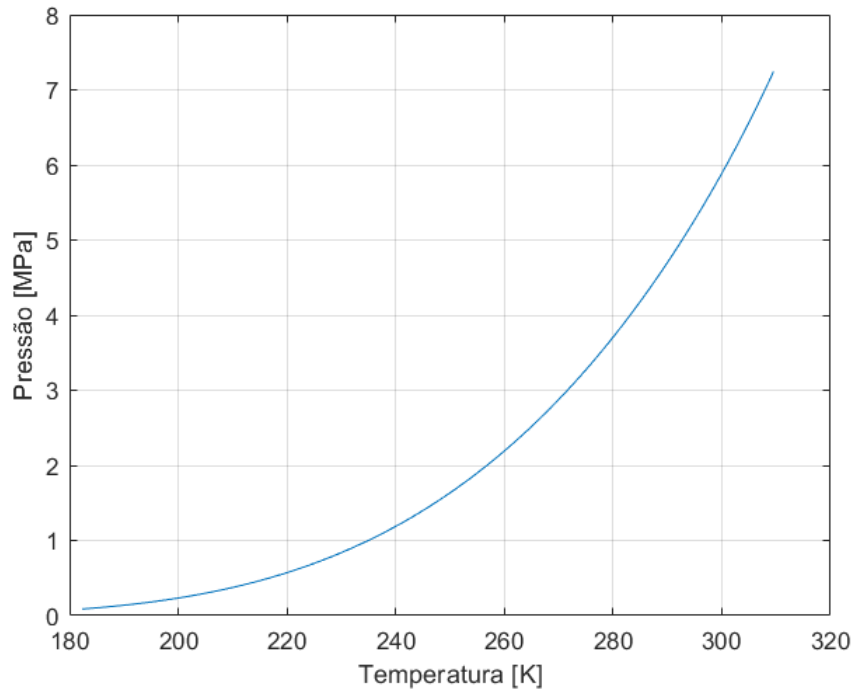


Figura 2 – Pressão como função da temperatura do óxido nitroso saturado.

Fonte: (LEMMON; HUBER; MCLINDEN, 2007).

O óxido nitroso possui uma temperatura crítica de 309.52 K, isto é, acima dessa temperatura do N_2O se converte completamente em gás e o tanque de armazenamento irá presenciar uma queda constante na pressão. O resultado da queda de pressão seria o não fornecimento de oxidante a câmara de combustão, pois a pressão não seria suficiente para um sistema simples sem turbo bombas (ZAKIROV et al., 2001).

Em temperaturas acima de 793 K, segundo Zakirov et al. (2001), o óxido nitroso se decompõem em nitrogênio e oxigênio, como mostrado na Eq. 2.1. É uma reação exotérmica e a composição química dos produtos é próxima ao ar. Essa temperatura pode ser crítica em um motor de foguete, caso o sistema atinja essa temperatura no injetor, a liberação de calor e o balanço de velocidades do fluxo mostraria que o escoamento tenderia a voltar para a linha de alimentação gerando uma explosão no sistema.



O óxido nitroso é compatível com grande parte dos materiais utilizados em motores de foguete como metais de alumínio e aço, plásticos e materiais compósitos. Além disso, o N_2O possui uma entalpia de formação positiva contribuindo com energia para a combustão. A sua decomposição libera gases de oxigênio e nitrogênio com temperaturas acima de 1000 °C (PALACZ, 2017).

Devido as suas características de compressibilidade, o óxido nitroso deve ser mo-

delado como uma mistura bifásica, uma vez que não pode ser considerado um líquido incompressível e nem um gás ideal (WHITMORE; CHANDLER, 2010).

2.3 Balística Interna

O processo de design de um motor de foguete híbrido depende da natureza da combustão ou da balística interna do sistema. A balística interna é o estudo da vaporização do grão combustível e a sua entrada na porta de combustão, além da velocidade com a qual o processo acontece (HUMBLE; HENRY; LARSON, 1995).

A combustão em um motor de foguete híbrido ocorre na fase gasosa do par propelente, sendo assim o grão combustível precisa vaporizar antes da combustão acontecer. A queima da superfície do combustível é função da dinâmica do escoamento do oxidante pela porta de combustão e do calor transferido para a superfície do grão (SUTTON; BIBLARZ, 2010).

De acordo com Humble, Henry e Larson (1995), o fluxo mássico do oxidante define a taxa de calor produzida na região da combustão, por consequência, o calor transferido e o empuxo do foguete. Portanto, a taxa de regressão do grão combustível pode ser modelada pela Eq. 2.2.

$$\dot{r} = aG_{ox}^n \quad (2.2)$$

Onde G_{ox} é o fluxo mássico de oxidante que passa pela porta de combustão, a e n são constantes da taxa de regressão obtidos experimentalmente, dependentes do propelente utilizado.

A principal desvantagem da propulsão híbrida é a baixa taxa de regressão causada pela natureza difusiva do processo de combustão. Uma das técnicas de melhorar esse parâmetro e garantir o nível de empuxo requerido, é utilizar grão combustível com mais de uma porta de combustão. No entanto, dependendo da composição do combustível essa técnica se torna complexa (KARABEYOGLU et al., 2004).

Os modelos tradicionais de queima do combustível não podem ser completamente aplicados a parafina. Conforme Karabeyoglu et al. (2004), uma camada líquida é formada na superfície do grão combustível, como mostrado na Fig. 3. As gotas de combustível se separam da camada líquida e reagem no escoamento central. Assim, os efeitos de chama de difusão, de formação das gotas e das frentes de ondas na camada líquida se somam. Essa característica torna a taxa de regressão da parafina maior em relação a combustíveis tradicionais para foguetes híbridos.

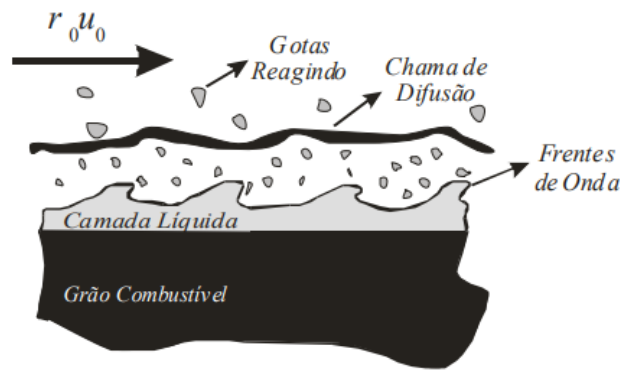


Figura 3 – Modelo de queima para a parafina.
 Fonte: Adaptado de Karabeyoglu, Cantwell e Altman (2001).

2.4 Parâmetros de Performance

Os parâmetros de performance dentro da propulsão são propriedades utilizadas para caracterizar todos os tipos de sistemas propulsivos. De acordo com Sutton e Biblarz (2010), as equações apresentadas nesta seção, são aplicadas para um foguete ideal, tomando as seguintes considerações: os produtos da reação química são homogêneos; todas as espécies fluidas devem estar no estado gasoso; as substâncias obedecem a lei dos gases perfeitos; as paredes são adiabáticas; e nenhuma onda de choque é considerada dentro da tubeira.

Além disso, também deve considerar que tanto a pressão, velocidade, temperatura e densidade são uniformes ao longo de qualquer seção normal ao eixo da tubeira.

2.4.1 Empuxo

O empuxo é a força gerada quando os gases da combustão são expelidos pela tubeira em alta velocidade, mudando o momento do foguete. Segundo Sutton e Biblarz (2010), o empuxo para o motor de foguete híbrido pode ser obtido pela Eq. 2.3.

$$F = \dot{m}I_{sp}g_0 = (\dot{m}_o + \dot{m}_f)I_{sp}g_0 = \dot{m}v_2 + (p_2 - p_3)A_2 \quad (2.3)$$

Em que \dot{m}_o é a vazão mássica de oxidante, \dot{m}_f é a vazão mássica de combustível, g_0 é a aceleração da gravidade e I_{sp} é o impulso específico é um parâmetro de performance relacionado a combustão do par propelente escolhido. Além disso, \dot{m} é a vazão mássica dos propelentes, v_2 é a velocidade de exaustão dos gases, p_2 é a pressão dos gases na saída da tubeira, p_3 é a pressão ambiente atmosférica e A_2 é a de saída da tubeira.

A vazão mássica de combustível é dada pela Eq. 2.4.

$$\dot{m}_f = \rho_f A_b \dot{r} \quad (2.4)$$

Sendo ρ_f é a densidade do combustível e A_b é área da superfície da porta de combustão.

2.4.2 Impulso total

O impulso total exprime a intensidade da força que um corpo recebe durante um certo intervalo de tempo, representado pela Eq. 2.5.

$$I_t = \int_0^{t_q} F dt \quad (2.5)$$

2.4.3 Velocidade de exaustão

A velocidade de exaustão efetiva é uma velocidade média axial uniforme equivalente a velocidade que o propelente é ejetado do veículo. Obtida pela Eq. 2.6.

$$c = I_{sp} g_0 = \frac{F}{\dot{m}} \quad (2.6)$$

2.4.4 Velocidade de saída

A velocidade de saída da tubeira é calculada considerando que não existe nenhuma perda na tubeira, dada pela Eq. 2.7.

$$v_2 = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \frac{R_u T_c}{M} \left[1 - \left(\frac{p_2}{P_c} \right)^{\gamma-1/\gamma} \right]} \quad (2.7)$$

2.4.5 Coeficiente de empuxo

O coeficiente de empuxo é uma propriedade adimensional que caracteriza a eficiência da seção divergente da tubeira. Isto é, determina quanto de aumento de empuxo a tubeira pode fornecer ao sistema. É calculada pela Eq. 2.8.

$$C_F = \frac{F}{P_c A_t} \quad (2.8)$$

2.4.6 Impulso específico

O impulso específico caracteriza a performance do sistema de propulsão do foguete. Quanto mais o impulso específico maior é o empuxo gerado e menor é o consumo de propelente. Pode ser obtido pela Eq. 2.9.

$$I_{sp} = \frac{\int_0^{t_b} F dt}{g_0 \int \dot{m} dt} = \frac{\sqrt{\gamma R T_o}}{g} \sqrt{\frac{2}{\gamma - 1} \left(1 - \left(\frac{p_2}{p_3} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right)} \quad (2.9)$$

Considerando que a vazão mássica de propelente e o empuxo gerado são constantes, a Eq. 2.9 pode ser simplificada pela Eq. 2.10.

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m} g_0} \quad (2.10)$$

2.4.7 Velocidade característica

Por fim, a velocidade característica é uma propriedade que quantifica a performance dos propelentes e da câmara de combustão independente da tubeira. é calculado pela Eq. 2.11.

$$C^* = \frac{P_c A_t}{\dot{m}} \quad (2.11)$$

2.5 Motor da Circe

O objeto de estudo neste trabalho é o projeto Circe, concluído em 2022 pela *Capital Rocket Team*, uma equipe de foguetes experimentais vinculada à Universidade de Brasília. O foguete Circe foi projetado para participar da segunda maior competição do mundo, a *Latin American Space Challenge* (LASC), na categoria Líquido/Híbrido com 1 km de apogeu.

O motor do foguete Circe foi projetado e validado através de testes em bancada. O lançamento do foguete foi realizado com sucesso em agosto de 2022. A figura 4 mostra o foguete montado com todos os sistemas. Já a figura 5 apresenta o motor do foguete em sua configuração original.

O sistema possui o par propelente N₂O/Parafina, e é composto por um tanque de oxidante comercial, um *vent* de alívio de pressão, a linha de alimentação, a linha principal, câmara injetora, placa injetora, câmara de combustão, tubeira, proteção térmica e o grão combustível. A figura 6 mostra um corte do motor do foguete Circe.



Figura 4 – Foguete Circe montado na base de lançamento.
Fonte: Autora.



Figura 5 – Motor do foguete Circe.
Fonte: Autora.

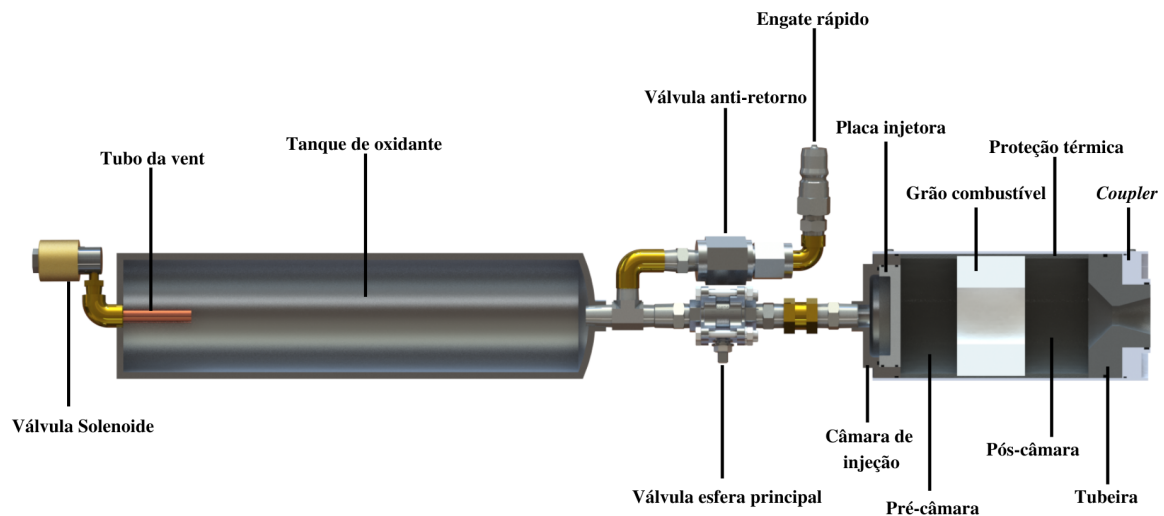


Figura 6 – Esquemático do motor do foguete Circe.
Fonte: Autora.

A Tabela 1 descreve todos os parâmetros teóricos de missão e performance do motor do foguete Circe.

Tabela 1 – Parâmetros teóricos do motor do foguete Circe

Propriedade	Valor
Pressão na câmara de combustão [bar]	20
Empuxo médio [N]	800
Impulso específico [s]	168.65
Massa total de oxidante [kg]	1.82
Massa total de combustível [kg]	0.33
Vazão mássica de oxidante [kg/s]	0.40
Tempo de queima [s]	5
Massa total do sistema propulsivo [kg]	8.38
Razão O/F	5

Fonte: Autora.

2.6 Teste Estático

O teste estático é executado para testar o sistema de propulsão completo e avaliar seus parâmetros de desempenho. É o último teste realizado para os subsistemas de propulsão. Para ser realizada, é necessário garantir a integridade de todos os componentes durante o processo.

O motor é montado colocando o isolamento térmico na câmara de combustão, a placa injetora, a câmara de injeção, o grão de combustível e a tubeira. Todos os componentes são parafusados juntos. Após o processo de montagem, o motor é posicionado na bancada de testes da Universidade de Brasília – Gama. O motor é fixado à bancada por grampos em forma de ‘U’, que são fixados ao trilho por porcas. As Figuras 7 e 8 representam o motor pronto para o teste estático no Laboratório de Propulsão Química.

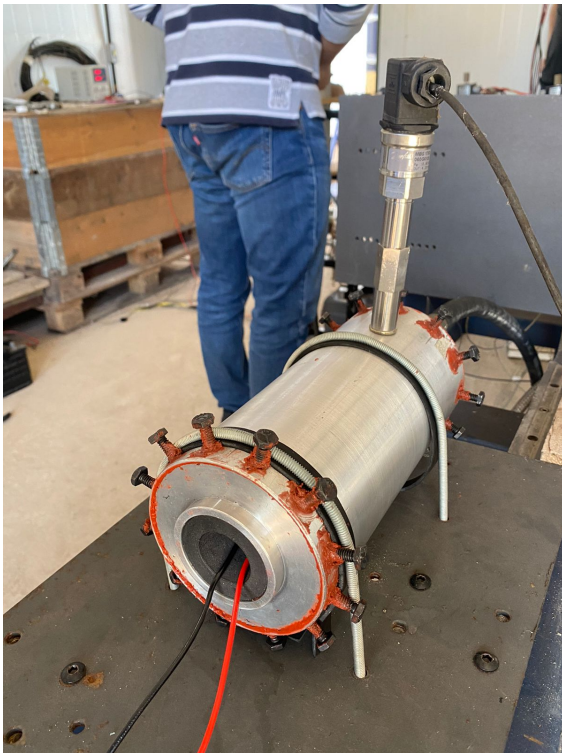


Figura 7 – Motor montado com sensor de pressão.

Fonte: Autora.



Figura 8 – Montagem final.
Fonte: Autora.

Para medir os dados necessários, um sensor de pressão é colocado na pré-câmara de combustão. Com os dados de pressão durante o tempo de queima, é possível obter o empuxo.

O ignitor é acionado remotamente, e quando a fumaça está em sua forma mais densa, conforme mostrado na Fig. 9, a válvula principal é aberta para permitir a atomização do oxidante e queima do grão combustível. A Figura 10 mostra a chama durante a queima dos propelentes.



Figura 9 – Acionamento do ignitor.
Fonte: Autora.



Figura 10 – Chama do motor.
Fonte: Autora.

2.7 Simulação Numérica

A simulação numérica foi dividida em duas etapas, primeiro a vaporização do óxido nítrico e a segunda a combustão entre o oxidante já vaporizado e o combustível. Sendo assim, para o primeiro trabalho foi utilizado o modelo multifásico do *ANSYS Fluent* no regime líquido-gás para caracterizar o injetor de forma a obter a velocidade de injeção dentro da câmara de combustão.

Neste trabalho, o modelo de combustão foi acoplado ao modelo de fase discreta para reproduzir os efeitos de spray do oxidante injetado na câmara de combustão.

2.7.1 Modelo Multifásico

A aproximação Euler-Euler assume que cada fase não pode ocupar o mesmo espaço e, portanto, as frações dos volumes são funções do espaço e do tempo, e a soma de ambas são igual a 1. Existem três modelos para essa aproximação no *ANSYS Fluent*: modelo do volume de fluido, modelo de mistura e o modelo Euleriano.

Um dos modelos recomendados para a modelagem de formação de gotículas, isto é, atomização em um injetor, é o modelo de mistura. Esse modelo apresenta resultados de acordo com a física do problema e não possui grande gasto computacional devido a sua menor complexidade. O modelo resolve as equações de momento, energia e continuidade para as fases e expressões algébricas para as velocidades relativas. Considerando que a velocidade aumenta dentro dos orifícios, o modelo pode ser usado para prever as velocidades com maior acurácia ([FLUENT, 2013](#)).

- Equação da continuidade:

A Equação 2.12 expressa a equação de continuidade para o modelo multifásico de mistura.

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho_m) + \nabla \cdot (\rho_m \vec{v}_m) = 0 \quad (2.12)$$

Onde \vec{v}_m é a velocidade média em massa, obtida pela Eq. 2.17

$$\vec{v}_m = \frac{\sum_{k=1}^n \alpha_k \rho_k \vec{v}_k}{\rho_m} \quad (2.13)$$

Já a densidade da mistura, ρ_m , é calculada através da Eq. 2.14 :

$$\rho_m = \sum_{k=1}^n \alpha_k \rho_k \quad (2.14)$$

Onde α_k é a fração de volume da fase k .

- Equação do momento:

A Equação 2.15 descreve a equação do momento para o modelo utilizado.

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} (\rho_m \vec{v}_m) + \nabla \cdot (\rho_m \vec{v}_m \vec{v}_m) = & -\nabla p + \nabla \cdot [\mu_m (\nabla \vec{v}_m + \nabla \vec{v}_m^T)] \\ & + \rho_m g_0 + \vec{F}^c + \nabla \cdot \left(\sum_{k=1}^n \alpha_k \rho_k \vec{v}_{dr,k} \vec{v}_{dr,k} \right) \end{aligned} \quad (2.15)$$

Onde n é o número de fases, \vec{F}^c é uma força de corpo, e μ_m é a viscosidade da mistura, obtido pela Eq. 2.16.

$$\mu_m = \sum_{k=1}^n \alpha_k \mu_k \quad (2.16)$$

A velocidade de deriva para a fase secundária k , $\vec{v}_{dr,k}$, é dada pela Eq. 2.17.

$$\vec{v}_{dr,k} = \vec{v}_k - \vec{v}_m \quad (2.17)$$

- Equação da energia:

Já a equação da energia é obtida através da Eq. 2.18.

$$\frac{\partial}{\partial t} \sum_{k=1}^n (\alpha_k \rho_k E_k) + \nabla \cdot \sum_{k=1}^n (\alpha_k \vec{v}_k (\rho_k E_k + p)) = \nabla \cdot (k_{eff} \nabla T) + S_E \quad (2.18)$$

Onde k_{eff} é o efeito da condutividade ($\sum \alpha_k (k_k + k_t)$), e k_t é a condutividade térmica turbulenta, definida de acordo com o modelo de turbulência usado. O primeiro termo no lado direito da Eq. 2.18 representa a transferência de energia devido a condutividade. S_E inclui outras fontes de calor volumétrica.

Na Equação 2.18, a energia da fase k para uma fase compressível é dada pela Eq. 2.19.

$$E_k = h_k - \frac{p}{\rho_k} + \frac{v_k^2}{2} \quad (2.19)$$

Já para uma fase incompressível, $E_k = h_k$. Onde h_k é a entalpia sensível para a fase k .

2.7.2 Modelo de Cavitação

De acordo com Villafranco et al. (2018), cavitação é o processo que normalmente acontece em injetores, no qual, ocorre um grande crescimento de bolhas de ar dentro do líquido quando a pressão cai abaixo da pressão de vaporização, resultando em flutuações de pressão no escoamento. Essas bolhas de ar geram o efeito de atomização do líquido.

Existem três modelos de cavitação no *ANSYS Fluent*. O modelo de Schnerr-Sauer é o mais refinado uma vez que a sua formulação é baseada na dinâmica das bolhas de ar (VILLAFRANCO et al., 2018).

A equação para o volume da fração de vapor é dada pela Eq. 2.20.

$$\frac{\partial}{\partial t} (\alpha \rho_v) + \nabla \cdot (\alpha \rho_v \vec{V}) = \frac{\rho_v \rho_l}{\rho} \frac{D\alpha}{Dt} \quad (2.20)$$

Onde, o termo de fonte de massa líquida é obtida através da Eq. 2.21.

$$R = \frac{\rho_v \rho_l}{\rho} \frac{d\alpha}{dt} \quad (2.21)$$

O número de bolhas por volume líquido está relacionado ao volume da fração de vapor, como mostrado na Eq. 2.22.

$$\alpha = \frac{n_b \frac{4}{3} \pi \mathfrak{R}_B^3}{1 + n_b \frac{4}{3} \pi \mathfrak{R}_B^3} \quad (2.22)$$

Onde \mathfrak{R}_B é o raio da bolha e pode ser derivado pela Eq. 2.23.

$$R = \frac{\rho_v \rho_l}{\rho} \alpha (1 - \alpha) \frac{3}{\mathfrak{R}_B} \sqrt{\frac{2(P_v - P)}{3\rho_l}} \quad (2.23)$$

$$\mathfrak{R}_B = \left(\frac{\alpha}{1 - \alpha} \frac{3}{4\pi n} \right)^{\frac{1}{3}}$$

2.7.3 Modelo de Turbulência

A formulação conhecida como RANS (*Reynolds-averaged Navier-Stokes*) resolve as variáveis da equação de Navier-Stokes de forma instantânea, isto é, de forma exata. As variáveis são decompostas em valores médios do conjunto ou do tempo (FLUENT, 2013).

O modelo $k - \omega$ inclui duas equações de transporte extras às equações de Navier-Stokes, o que permite a consideração de efeitos como convecção e difusão de energia turbulenta. A primeira variável é a energia cinética turbulenta k , que determina a energia turbulenta. E a segunda variável é a taxa de dissipação de turbulência específica ω , que determina a escala de turbulência. Combinado a formulação do transporte de tensão de cisalhamento (SST) apresenta uma boa formulação para escoamentos viscosos, ao considerar a tensão de cisalhamento turbulenta na camada limite de gradiente de pressão adverso (MENTER, 1993).

O modelo $k - \omega$ apresenta maior acurácia próximo às camadas da parede quando comparado com outros modelos de turbulência. Além disso, resultados mostram que o modelo é muito sensível aos valores de ω no fluxo livre fora da camada limite (MENTER; KUNTZ; LANGTRY, 2003).

As Equações 2.24 e 2.25 apresentam as equações de transporte para o modelo, de acordo com Fluent (2013).

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k - Y_k + S_k \quad (2.24)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \omega u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega \quad (2.25)$$

O termo G_k representa a produção de energia cinética de turbulência. Já G_ω caracteriza a geração de ω . Além disso, Γ_k e Γ_ω correspondem a difusividade efetiva de k e ω . Y_k e Y_ω representam a dissipação de k e ω devido a turbulência. Já D_ω representa o termo de difusão cruzada. Por fim, S_k e S_ω são os termos de origem definidos pelo usuário.

2.7.4 Modelo de Fase Discreta

O modelo de fase discreta utiliza a aproximação Euler-Lagrangiana, em que a fase fluida é tratada como um fluido contínuo resolvendo as equações de Navier-Stokes, enquanto a fase discreta é resolvida rastreando um grande número de partículas através do campo de fluxo calculado. A fase discreta pode trocar momento, massa e energia com a fase fluida.

Nesta abordagem, as interações de partículas-partículas podem ser negligenciadas. As trajetórias das gotículas são calculadas individualmente em intervalos especificados

durante o cálculo da fase fluida. Isso torna o modelo adequado para a modelagem de secadores e pulverizadores, combustão de carvão e combustível líquido e alguns fluxos carregados de partículas.

Para a fase discreta, a integração do balanço de força descreve a trajetória de uma gota, que é escrita em um referencial lagrangiano. Sendo assim, a única força agindo sobre as partículas é uma força de arrasto. Isso resulta na Eq. 2.26, na qual os índices c e p referem-se a fase contínua e partícula, respectivamente.

$$\frac{d\vec{v}}{dt} = \frac{3C_D\rho_c}{4d_p\rho_p} |\vec{v}_c - \vec{v}_p| (\vec{v}_c - \vec{v}_p) \quad (2.26)$$

As partículas devem ser modeladas como gotas para as leis de troca de calor e massa, uma vez que experimentam resfriamento através da lei 1, seguido por vaporização através das leis 2 e 3. De acordo com Fluent (2013), a lei 6 também rege as partículas modeladas como gotas.

A Lei 1 é aplicada até que a temperatura da partícula atinja a temperatura de vaporização. Em que a temperatura de vaporização, T_{vap} , é uma constante de modelagem arbitrária usada para definir o início do leis de vaporização.

A Lei 2 prevê a vaporização de uma gota de fase discreta. É iniciada quando o temperatura da gota atinge a temperatura de vaporização, e continua até que a gota atinge o ponto de ebulição ou até que a fração volátil da gota seja completamente consumida.

A Lei 3 é aplicada para prever a ebulição convectiva de uma gota de fase discreta quando a temperatura da gota atinge a temperatura de ebulição e enquanto a massa da gota excede a fração não volátil.

Por fim, a Lei 6 é aplicada quando a porção volátil da gotícula tiver sido consumida. Quando a Lei 1 ou a Lei 6 é usada, o *ANSYS Fluent* realiza um balanço de energia simples para relacionar a temperatura da partícula, T_p , à transferência de calor por convecção, dado pela Eq. 2.27.

$$m_p c_p \frac{dT_p}{dt} = h A_p (T_\infty - T_p) \quad (2.27)$$

2.7.5 Modelo de Combustão

O modelo de combustão escolhido para prever a interação química-turbulenta foi o Modelo de Eddy-Dissipation. Nesse modelo é assumido que a taxa em que a reação ocorre é controlada pela turbulência da mistura, com isso cálculos complexos de cinética química são ignorados. Além disso, considera que a queima dos propelentes acontece de forma rápida.

De acordo com [Lazzarin et al. \(2015\)](#), esse modelo possui excelentes resultados para análises de motores híbridos, uma vez que, apresenta uma boa previsão de chamas turbulentas não pré-misturadas.

A velocidade da reação é proporcional à fração molar dos reagentes e à taxa de dissipação dos vórtices (ε/k). A taxa da reação é dada pela Eq. 2.28.

$$R = A \frac{\varepsilon}{k} \left[\min \left(\frac{[\text{reactant}]_r}{v'_r} \right) \right] \quad (2.28)$$

Em que, A é uma constante empírica (igual a 4), $[\text{reagente}]$ é a concentração molar do r -ésimo reagente, e v'_r é o coeficiente estequiométrico do r -ésimo reagente.

Segundo [Fluent \(2013\)](#), no modelo de Eddy-Dissipation é utilizado apenas reações de uma única etapa, uma vez que reações em várias etapas produzem resultados incorretos. Isso advém do fato do modelo de várias reações ser baseado nas equações de Arrhenius, que é diferente para cada reação. O modelo de Eddy-Dissipation precisa de uma equação de transporte para cada espécie, no entanto, é um modelo que não leva em consideração os complexos de cinética química, cada reação tem a mesma taxa turbulenta e, sendo assim, o modelo deve ser usado apenas para uma etapa, ou no máximo duas etapas.

3 Metodologia

Este trabalho de conclusão de curso trata atomização do óxido nitroso seguido da combustão entre os propelentes. As simulações numéricas realizadas neste trabalho foram feitas com o software *ANSYS Fluent*. A seguir será apresentada a metodologia seguida para a realização das análises.

3.1 Geometria

Como apresentado no Capítulo anterior, a geometria utilizada para as análises é a geometria do motor do foguete Circe. A geometria para a simulação da combustão trata apenas do domínio do fluido dentro da câmara de combustão e tubeira, como mostrado na Fig. 11. Foi feita apenas 45° da geometria original para redução de custo computacional. A geometria foi dividida em partes para facilitar a geração da malha em regiões estratégicas de maior fluxo e mais turbulência.

Geometry
7/12/2023 3:56 PM

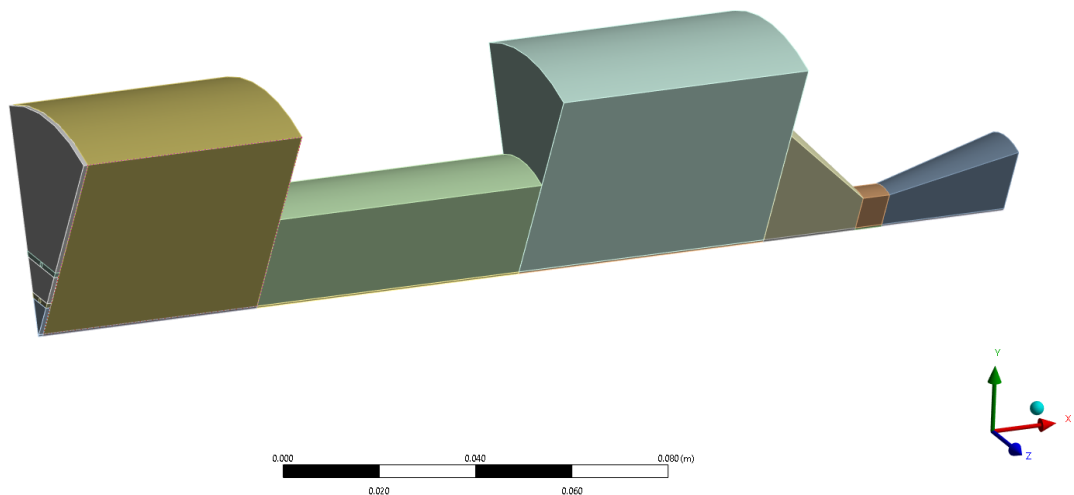


Figura 11 – Representação no *ANSYS Fluent* da geometria no domínio da simulação.
Fonte: Autora.

A Figura 12 apresenta a geometria total do motor que foi dividida em partes. A primeira parte foi utilizada para a análise do injetor e mudança de fase, composta pela câmara de injeção, placa injetora e pré-câmara de combustão. A segunda parte é composta

por toda a câmara de combustão e a tubeira, sendo usada para a realização da análise da combustão.

O óxido nitroso entra líquido na câmara de injeção (número 1), que possui 10 mm de comprimento, em seguida passa pelos orifícios do injetor (número 2), que possuem 1 mm de diâmetro e 9 mm de comprimento. A pré-câmara (número 3), com 50 mm de comprimento recebe o óxido nitroso vaporizado, e então ocorre a reação de combustão com a parafina (número 4), que possui 60 mm de comprimento e uma porta de combustão inicial (número 5) de 25 mm.

A queima termina na região da pós-câmara (número 6), que possui 56.1 mm, e os gases produto da combustão são expandidos pela tubeira (número 7), que possui 55 mm de comprimento total, com 30 mm de raio na entrada, a garganta tem o raio de 8.9 mm e a saída 16.4 mm de raio.

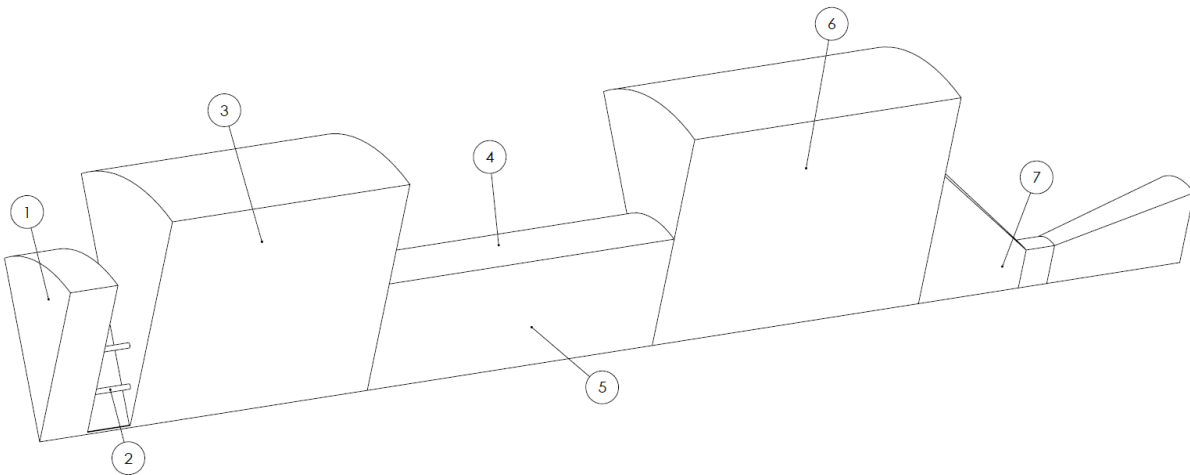


Figura 12 – Esquemático do escoamento pela geometria no domínio da simulação. Em que: 1 - câmara de injeção; 2 - placa injetora; 3 - pré-câmara; 4 - combustível; 5 - porta de combustão; 6 - pós-câmara; 7 - tubeira.

Fonte: Autora.

Realizou-se a simulação de mudança de fase juntamente com a análise da performance do injetor, empregando apenas o domínio apresentado na Fig. 13. Tomou-se esta escolha, devido a ausência de consideração dos modelos de combustão nesta etapa, de modo que os resultados da geometria completa foram afetados principalmente pela tubeira.

Uma vez que a tubeira é um dispositivo que aumenta a velocidade do escoamento, a velocidade do óxido nitroso vaporizado na saída da tubeira era maior que a velocidade na saída do injetor, o que comprometeria a visualização dos resultados necessários para a análise do injetor.

A Figura 13 apresenta os nomes das seções do domínio da simulação, com *inlet* sendo a entrada de oxidante na fase líquida, os furos do injetor é o *wall_injection*, a saída

do oxidante na fase gasosa é o *outlet*. Além disso, tem a delimitação da simetria e das paredes do domínio.

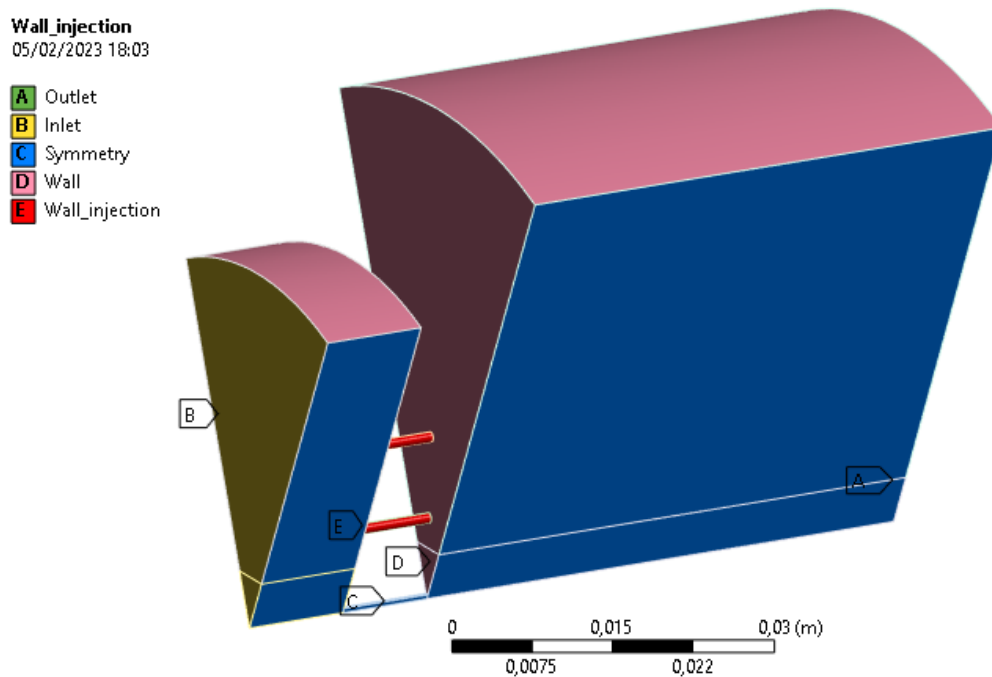


Figura 13 – Nome de cada superfície da geometria para a simulação do injetor.
Fonte: Autora.

Ademais, a Fig. 14 mostra a delimitação das seções do domínio para a simulação da combustão. A Figura 15 mostra a entrada para o óxido nitroso líquido ainda que deve ser vaporizado por completo dentro da pré-câmara. A seção *fuel* é referente a entrada da parafina. E a saída refere a seção final da tubeira, em que os produtos da combustão são expelidos. Além da delimitação das regiões de simetria e paredes.

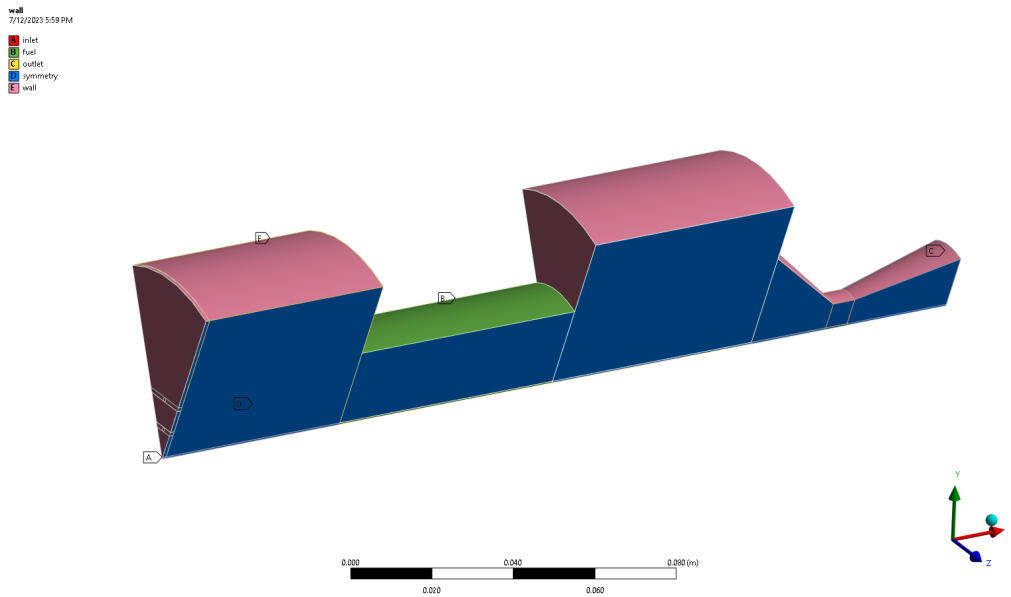


Figura 14 – Nome de cada superfície da geometria para a simulação da combustão.
Fonte: Autora.

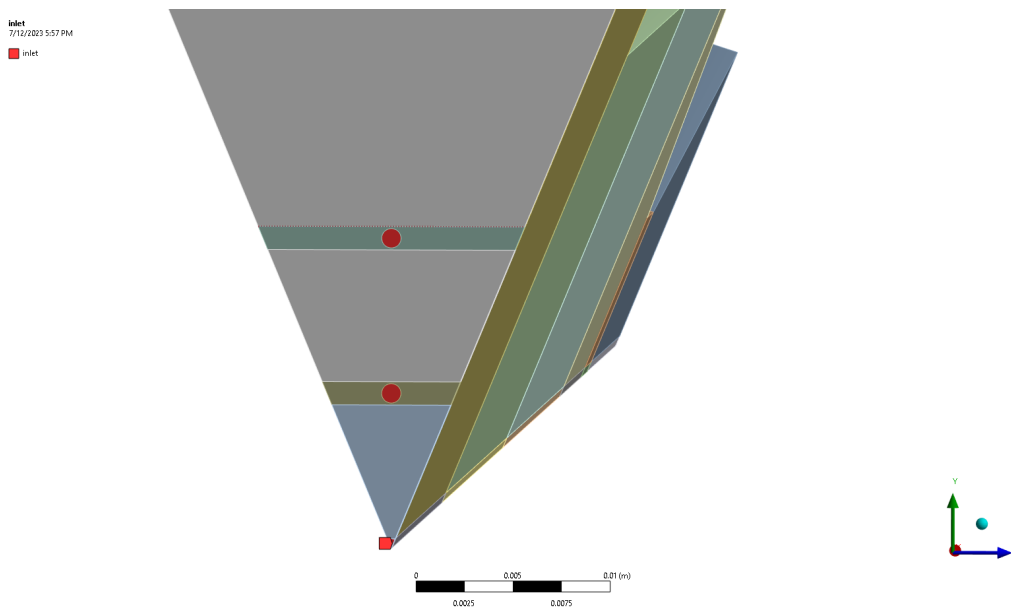


Figura 15 – Entrada de óxido nitroso para a simulação da combustão.
Fonte: Autora.

3.2 Malha

A Figura 16 mostra a malha utilizada para a simulação do injetor. A escolha da quantidade de elementos foi baseada nos resultados obtidos para a qualidade da malha e no gasto computacional. A malha possui 130362 nós e 119265 elementos.

A qualidade da malha foi avaliada para dois parâmetros: qualidade ortogonal e distorção. De acordo com [Fluent \(2023\)](#), o valor da qualidade ortogonal varia de 0 a 1,

quanto mais próximo de 1 melhor é a qualidade da malha. Além disso, é recomendado que o valor mínimo da qualidade ortogonal seja maior que 0.26. Para a malha deste trabalho o valor mínimo da qualidade ortogonal foi de 0.54 e a média é de aproximadamente 0.99.

Já o parâmetro de distorção, segundo [Danielewicz et al. \(2016\)](#), indica o desvio do formato da célula do caso ideal. O valor também varia de 0 a 1, sendo entre 0-0.25 o melhor caso e acima de 0.9 o pior. A malha deste trabalho apresentou um valor máximo de distorção de 0.62 e média de 0.04.

Portando, ao analisar os dois parâmetros conclui-se que a malha em questão possui uma qualidade boa.

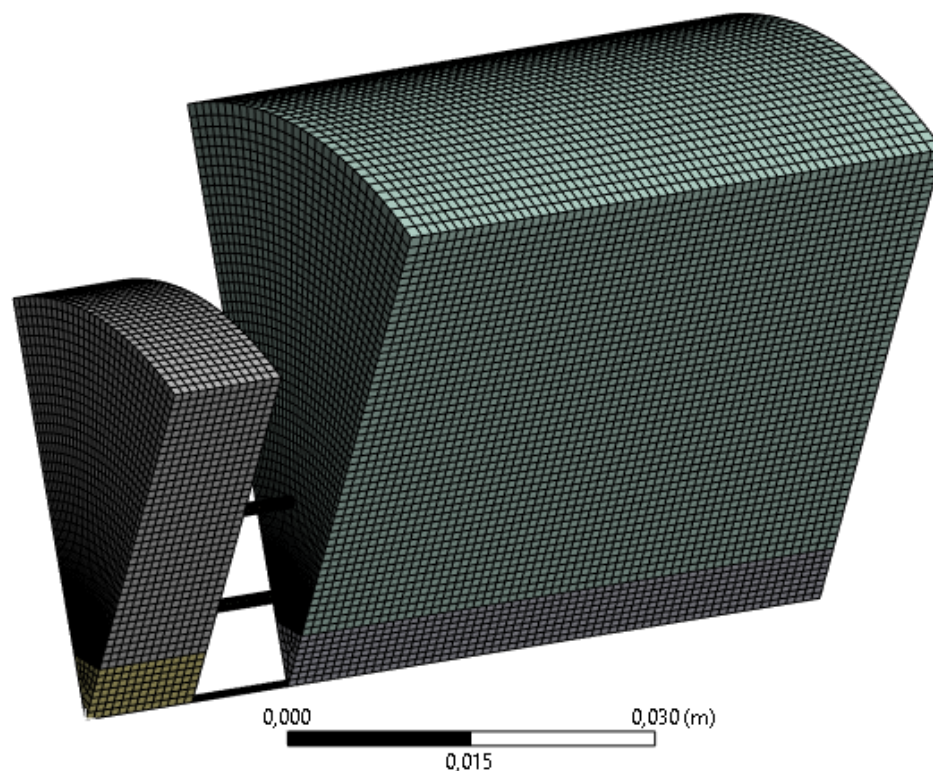


Figura 16 – Malha computacional utilizada na simulação numérica.
Fonte: Autora.

Para a simulação numérica da combustão, o volume do fluido foi discretizado com células estruturadas hexaédrica exceto na região dos furos para a simulação da combustão. Como mostrado na Fig. 17, as seções próximas aos orifícios de entrada do oxidante foram estruturadas para garantir que a maior parte da malha fosse estruturada. As regiões dos orifícios possuem malha não estruturada.

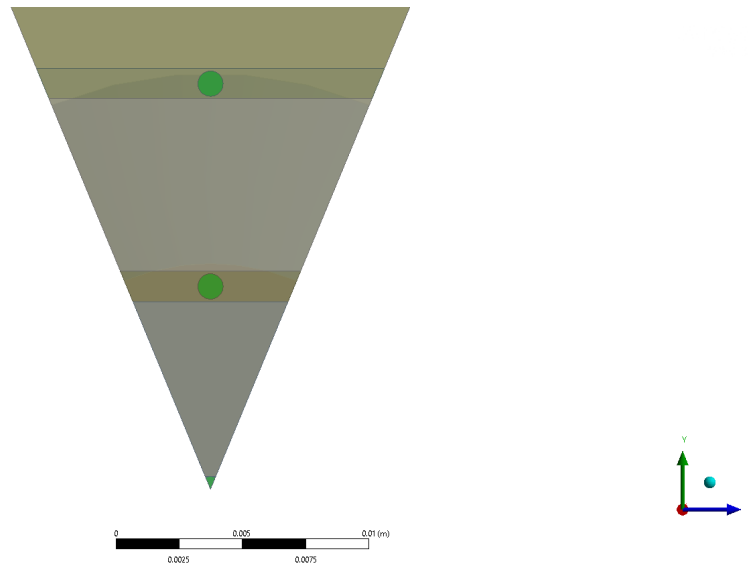


Figura 17 – Divisão de seções próximo aos orifícios de entrada de oxidante.
Fonte: Autora.

A malha foi gerada através de vários elementos com diferentes números de divisões. A Figura 18 apresenta a malha original realizada para toda a geometria do motor. Tomou-se uma malha final para análise dos resultados com 1121481 nós e 1050739 elementos.

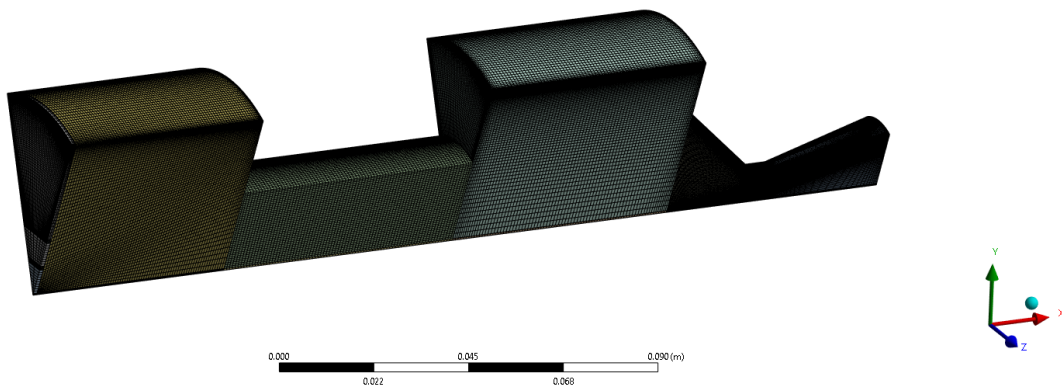


Figura 18 – Malha computacional de toda a geometria do motor.
Fonte: Autora.

A qualidade ortogonal apresentou um valor médio de 0.93. E o parâmetro de distorção médio é de 0.12, que está dentro da faixa de melhor caso. Ambos os valores médios então dentro da faixa recomendada para bons resultados, validando a malha numérica utilizada neste trabalho.

3.3 Configurações

Apesar da injeção do óxido nitroso ser bifásica, devido às suas propriedades, efetuou-se a análise numérica quase-estático, considerando apenas um instante de tempo delimitado pela injeção de óxido nitroso na fase líquida.

Foi adotado o modelo numérico de fase discreta acoplado ao modelo de *Eddy-Dissipation* para a combustão. Inicialmente, realizou-se uma análise do injetor utilizando o modelo de mistura multifásico, com a mudança de fase de líquido para vapor através da cavitação, para obtenção da velocidade de injeção do óxido nitroso.

Adotou-se a equação de energia para que seja feita a análise da troca de energia ao longo do escoamento, considerando o caso numérico mais próximo ao real. Por fim, para o modelo de viscosidade foi utilizado o modelo SST $k - \omega$ por apresentar melhores resultados com fluxos com grandes gradientes de pressão.

3.3.1 Análise do Injetor

Para obtenção da velocidade de injeção dentro da câmara de combustão, considerou-se que o óxido nitroso permanece líquido durante toda a linha principal até a entrada do injetor, evitando instabilidades e mantendo a segurança na operação. A vaporização acontece apenas na saída do injetor devido a expansão do N_2O através da queda de pressão.

Para a realização da mudança de fase, o modelo utilizado necessita das propriedades dos fluidos utilizados em cada uma das fases. A Tabela 2 mostra os parâmetros inseridos no *ANSYS Fluent* de ambas as fases do óxido nitroso. Para a fase líquida, considerou-se as condições na temperatura de referência de 298 K, já para a fase gasosa, utilizou-se as propriedades na pressão de 1 atmosfera.

Tabela 2 – Propriedades dos materiais inseridos na simulação.

Propriedades	N_2O líquido	N_2O vapor
Densidade [kg/m^3]	744.33	2.98
Calor específico [$J/kg K$]	3884.40	803.97
Condutividade térmica [$W/m K$]	7.59e-2	8.91e-3
Viscosidade [$Pa s$]	6.19e-05	9.20e-06
Entalpia Padrão [kJ/mol]	-	82.04

Fonte: [Standards e NIST \(2021\)](#).

3.3.1.1 Condições de contorno

A condição de contorno para a entrada foi do tipo vazão mássica. Considerando a missão proposta e a geometria utilizada na simulação de apenas 45° do motor com-

pleto, a vazão mássica na entrada deve ser de 0.05 kg/s. A temperatura de entrada foi a temperatura ambiente, 298 K.

A saída do sistema foi simulada à frio, com uma pressão de 101325 Pa e uma temperatura de 184.68 K. Essa temperatura é a temperatura em que o óxido nitroso está na condição vaporizado.

3.3.2 Combustão

O modelo utilizado nesse trabalho considera doze reações químicas, que leva em consideração a dissociação do óxido nitroso gasoso, a reação do etileno com oxigênio e a formação do dióxido de carbono e água (INGENITO; DOMINGO, 2020).

A Tabela 3 apresenta as reações utilizadas juntamente dos coeficientes da equação de Arrhenius, dada pela Eq. 3.1. (KARABEYOGLU et al., 2008; INGENITO; DOMINGO, 2020).

$$k = A_1 T^b e^{\frac{-E}{R_u T}} \quad (3.1)$$

Onde A_1 é um fator pre-exponencial, E é a energia de ativação, R_u é a constante universal dos gases, T é a temperatura absoluta e b é um coeficiente empírico.

Tabela 3 – Modelo cinético reduzido.

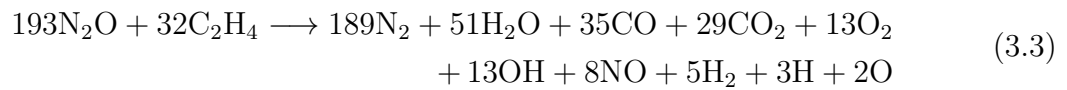
Reações	A	b	E
$N_2O \rightarrow N_2 + O$	1.3E+11	0	58000
$N_2O + O \rightarrow NO + NO$	1E+14	0	28000
$N_2O + O \rightarrow N_2 + O_2$	1E+14	0	28000
$O + O \rightarrow O_2$	8.15E+16	-1.2	0
$NO + O \rightarrow NO_2$	1.1E+15	0	-1870
$NO_2 + NO_2 \rightarrow N_2 + O_2 + NO$	3.91E+12	0	-239
$NO_2 + O \rightarrow NO + O_2$	3.91E+12	0	-239
$NO + N_2O \rightarrow N_2 + NO_2$	1E+14	0	50000
$C_2H_4 + 1.5O_2 \rightarrow 2CO + H_2O + H_2$	4.90E+09	0.0	15200.0
$CO + 0.5O_2 \rightarrow CO_2$	2.24E+06	0.7	5032.0
$CO_2 \rightarrow CO + 0.5O_2$	1.1E+13	-1.0	39456.0
$H_2 + 0.5O_2 \rightarrow H_2O$	1.8E+13	0.0	17614.0

Fonte: Karabeyoglu et al. (2008), Ingenito e Domingo (2020).

Além disso, a reação química global da combustão deve ser inserida no modelo. Os reagentes da reação são óxido nitroso como oxidante e parafina como combustível. Para o combustível, o principal produto da pirólise da parafina, cuja fórmula química obedece a lei C_nH_{2n+2} , é dada pela Eq. 3.2.



Sendo assim, o etileno foi utilizado como combustível, uma vez que ele é o produto principal da decomposição por pirólise da parafina. O hidrogênio também está presente nos produtos, no entanto, sua concentração é muito pequena, cerca de 0.5 m% e por isso foi negligenciado. Portanto, a reação global balanceada da combustão é dada pela Eq. 3.3. Foram considerados produtos da reação apenas aqueles que representam mais de 90 m% de todos os produtos gerados dentro da câmara de combustão de acordo com o resultado obtido com o CEA (*Chemical Equilibrium and Applications*) da NASA.



Para que a combustão ocorra é necessário que ambos os reagentes estejam na fase gasosa e todas as espécies da reação global são consideradas como gases ideais. Sendo assim, foi acoplado o modelo de fase discreta para a realização da vaporização do óxido nitroso líquido.

3.3.2.1 Condições de contorno

Para as entradas foram consideradas vazão mássica tanto para o oxidante quanto para o combustível. O etileno se decompõem na temperatura de 725 K, e por tanto foi inserido na simulação com essa temperatura e uma vazão mássica de 0.0101 kg/s. A pressão inicial é a pressão ambiente de 101325 Pa.

As condições de contorno do oxidante referem-se as condições para a fase discreta, foi adicionada as propriedades do óxido nitroso líquido na temperatura de referência de 298 K, apresentadas na Tabela 4 uma vez que o N₂O não faz parte da base de dados do Ansys. Através do resultado obtido na primeira parte deste trabalho, a velocidade de injeção foi inserida como parâmetro inicial na simulação.

Tabela 4 – Propriedades do N₂O líquido inserido na simulação.

Massa molar [kg/kmol]	44.013
Densidade [kg/m ³]	744.33
Calor específico [J/kg K]	3884.40
Condutividade térmica [W/m K]	7.59e-2
Viscosidade [Pa s]	6.19e-05
Calor latente de vaporização [J/kg]	2.5e5
Temperatura de vaporização [K]	182.33
Temperatura de ebulição [K]	184.69

Fonte: [Standards e NIST \(2021\)](#).

O tamanho da gota injetada é um utilizado para caracterizar a atomização do óxido nitroso líquido. Existem diferentes formas de apresentar o diâmetro da gota, o método utilizando o diâmetro médio é o mais utilizado. O Diâmetro Médio de Sauter (SMD) foi a abordagem utilizada por apresentar ótimos resultados para os modelos de injeção em motores de foguete. De acordo com [Lefebvre e McDonell \(2017\)](#), o SMD é o diâmetro da gota em que a razão entre o volume e a área de superfície é a mesma em todo o *spray*, para injetores planos circulares pode ser obtida pela Eq. 3.4.

$$SMD = \frac{500 d_o^{1.2} \nu_l^{0.2}}{u_l} \quad (3.4)$$

Em que d_o é o diâmetro do orifício de injeção, ν_l é a viscosidade cinemática do líquido e u_l é a velocidade do líquido.

Para o tamanho da gota foi considerada uma distribuição uniforme para simplificar o modelo utilizado na ordem de 0.1 mm, calculado pela Eq. 3.4.

A vazão mássica de entrada do óxido nitroso líquido foi de 0.0504 kg/s, na temperatura de entrada de 298 K.

Para a saída foram considerados as frações molares dos produtos da reação química obtidos através do software CEA, simplificados na Tabela 5. Foi considerada temperatura de 300 K e pressão ambiente.

Tabela 5 – Frações molares dos produtos da reação química na saída da tubeira.

Espécies	Fração molar
CO	0.22583
CO ₂	0.04909
H	0.00003
H ₂	0.16840
H ₂ O	0.11632
NO	0.00000
N ₂	0.44032
O	0.00000
OH	0.00000
O ₂	0.00000

Fonte: Autora.

4 Resultados e Discussões

Com a convergência do balanço de massa foi possível concluir a simulação e os resultados podem ser observados e analisados nesta seção.

4.1 Análise do Injetor

Através da análise numérica do injetor da Circe foi possível concluir sobre o processo de atomização do N_2O .

4.1.1 Mudança de fase

A vaporização do óxido nítrico pode ser observada nas Figs. 19 e 20. Percebe-se que na entrada existe apenas óxido nítrico na fase líquida. Ao passar pelo injetor, o óxido nítrico encontra a câmara de combustão e sofre a vaporização por completo. Existe um tempo de residência dentro da pré-câmara para a completa vaporização.

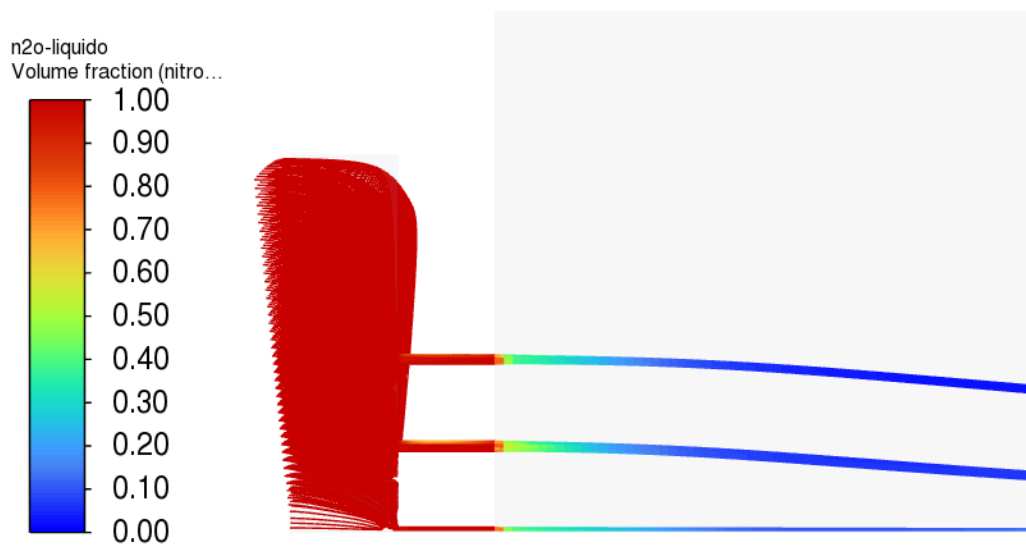


Figura 19 – Fração de volume de óxido nítrico líquido.
Fonte: Autora.

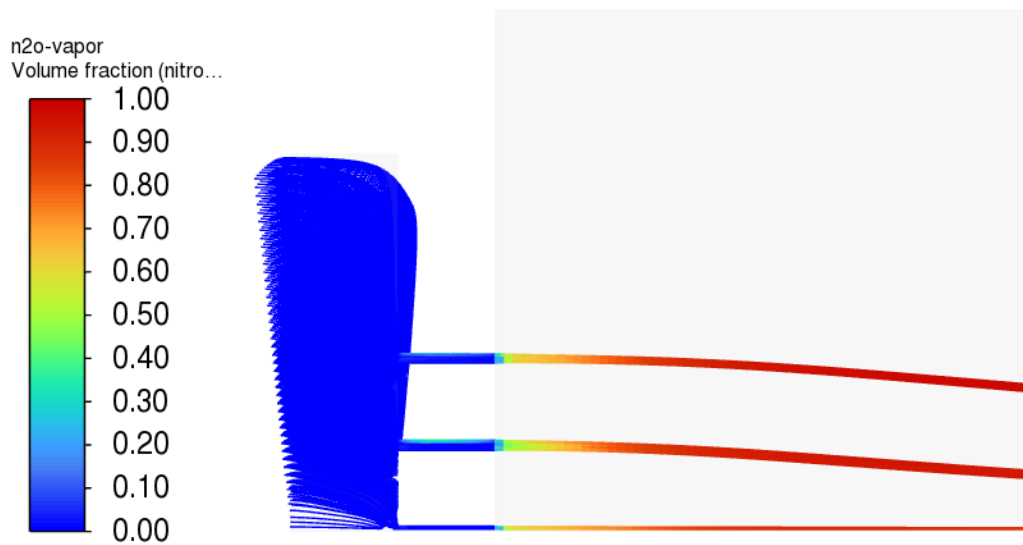


Figura 20 – Fração de volume de óxido nitroso gasoso.
Fonte: Autora.

A Figura 21 mostra o perfil de mudança de fase para uma linha qualquer que atravessa o orifício do injetor. O orifício inicia em 10 mm e tem 9 mm de comprimento. Ao sair do orifício a fração de óxido nitroso líquido é aproximadamente 0.99, no entanto, cai para 0.49 em uma distância de 0.87 mm. Em seguida a fração de N_2O líquido atinge valores abaixo de 0.10 em uma posição de aproximadamente 37.58 mm. Isto é, é necessário um comprimento de aproximadamente 1 mm para que o líquido se transforme em vapor em uma porcentagem de 50 % e para que esse valor caia para menos de 10 % é necessário um comprimento mínimo de 18.58 mm de pré-câmara.

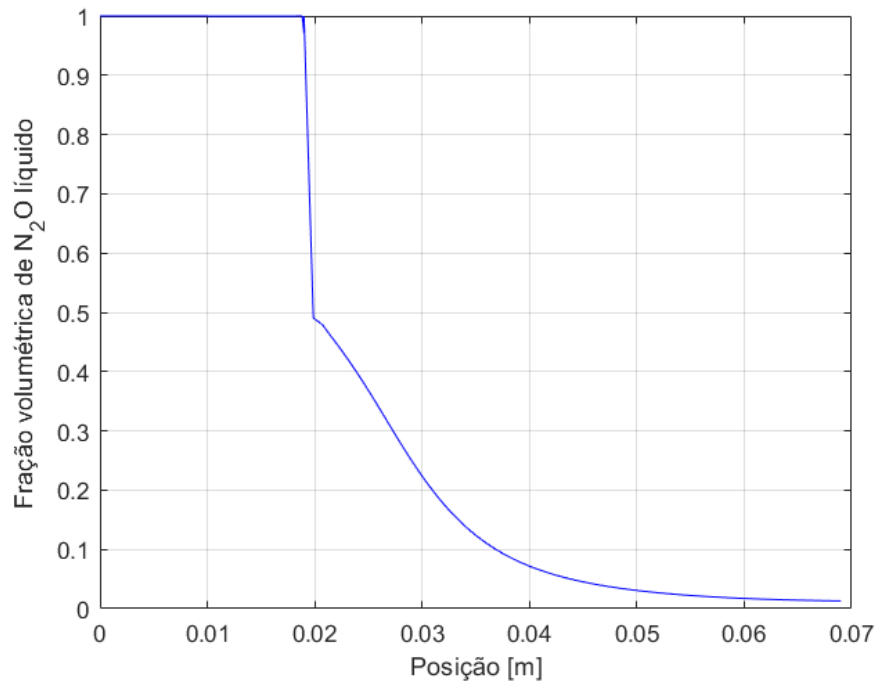


Figura 21 – Análise da vaporização do óxido nitroso.
Fonte: Autora.

4.1.2 Velocidade do escoamento

Com a análise da velocidade completa do sistema é possível obter a velocidade de injeção do fluido dentro da câmara de combustão.

A velocidade de injeção analítica depende do coeficiente de descarga (C_d), que é um parâmetro experimental de correção devido a viscosidade do fluido. A velocidade de injeção é obtida pela Eq. 4.1 (SUTTON; BIBLARZ, 2010).

$$v_{inj} = C_d \sqrt{\frac{2\Delta P_{ox}}{\rho_{ox}}} \quad (4.1)$$

O valor analítico impunha uma velocidade de injeção de 44.26 m/s, utilizando um coeficiente de descarga de 0.45, escolhido de forma arbitrária de acordo com experiências antigas. A Figura 22 evidencia o contorno de velocidade para todo o domínio da simulação. Sendo assim, observa-se que na saída do orifício da simulação o fluxo possui uma velocidade de 44.55 m/s. Representando um erro percentual relativo de aproximadamente 0.66 %.

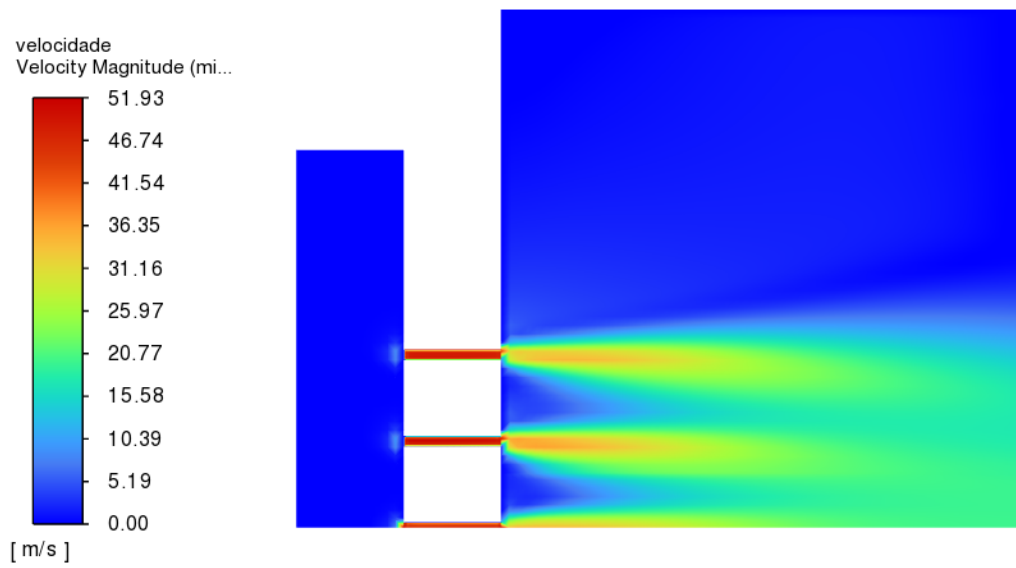


Figura 22 – Contorno de velocidade.
Fonte: Autora.

A Figura 23 mostra as linhas de fluxo de velocidade para o escoamento através dos orifícios do injetor.

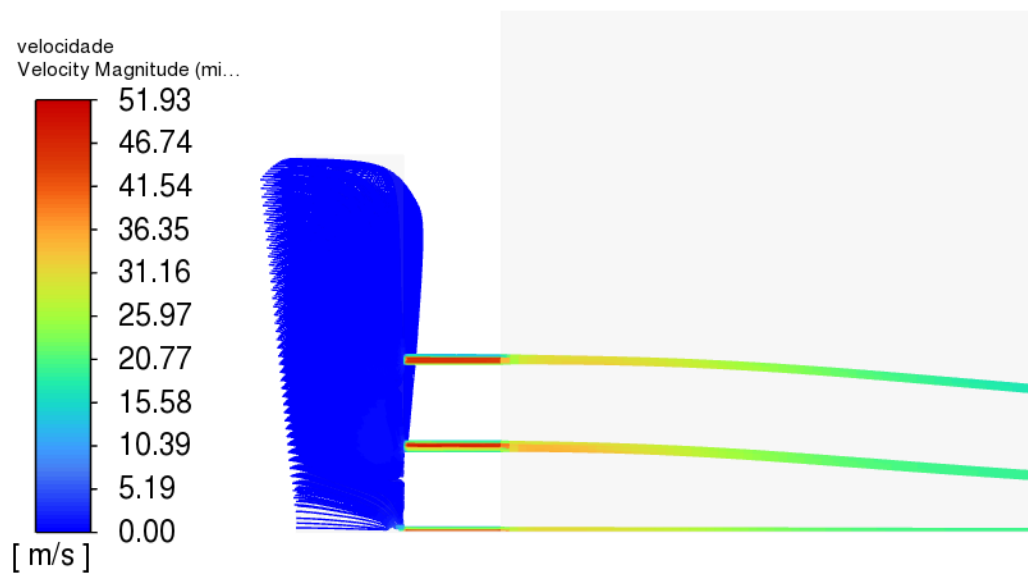


Figura 23 – Linhas de fluxo de velocidade.
Fonte: Autora.

Além disso, a velocidade analítica na entrada do sistema é obtida através do fluxo mássico pela Eq. 4.2, sendo de 0.14 m/s. A simulação numérica apresentou o mesmo resultado tendo um erro percentual relativo de zero.

$$v = \frac{\dot{m}}{A\rho} \quad (4.2)$$

4.1.3 Coeficiente de descarga

A Figura 24 descreve o campo de pressão obtido com a simulação numérica. Nota-se que a pressão cai ao sair da câmara de injeção e vai em direção aos furos de injeção, chegando a 1 atm na câmara de combustão. No entanto, a pressão na entrada possui um valor médio de 14.35 bar. O valor obtido é apenas uma simulação para quantificar qual é a queda de pressão nominal que o injetor promove no fluxo. Como foi feita uma simulação à frio, em que a pressão de saída é a pressão de 1 atm, após a convergência de massa o valor obtido na entrada é apenas numérico.

Conclui-se portanto, que o injetor projetado determina uma queda de pressão de 13.34 bar. Para obter um valor realístico da pressão na câmara é recomendável análises mais criteriosas sobre o modelo utilizado na simulação, além das condições de contorno, uma vez que o fluido na temperatura de 298 K é um líquido saturado, isto é, coexiste em duas fases.

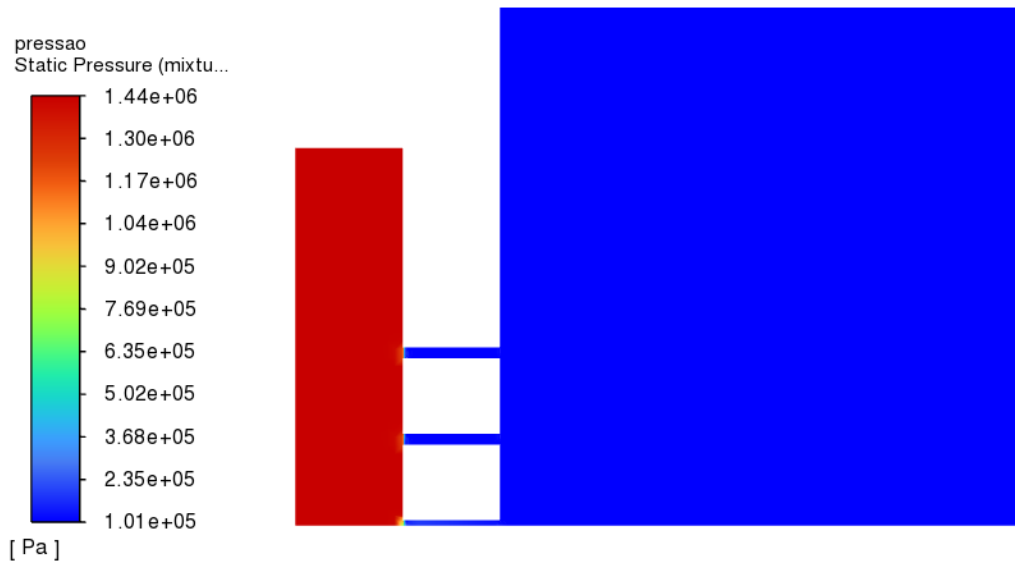


Figura 24 – Contorno de pressão.
Fonte: Autora.

A Figura 25 representa o campo de densidade do escoamento que começa com a densidade de 744.33 kg/m^3 com o fluxo líquido e passa para 3.05 kg/m^3 com o óxido nitroso vaporizado na pressão de 1 atm na saída.

Considerando a densidade do óxido nitroso vaporizado para o instante em que a fração volumétrica de N_2O líquido é abaixo de 50 %, a densidade do fluido é de 366.62 kg/m^3 . Com o resultado da queda de pressão e a a densidade, pode-se obter o coeficiente de descarga numérico através da Eq. 4.1. Considerando a velocidade de injeção de 44.55 m/s e a queda de pressão de 13.34 bar , tem-se um valor aproximado de 0.52 para o coeficiente de descarga, gerando um erro percentual absoluto de 7.22 %. De acordo com os resultados experimentais obtidos por Waxman (2014), para injetores com uma queda de pressão menor que 17 bar , o coeficiente de descarga está entre 0.5 e 1, validando o resultado obtido.

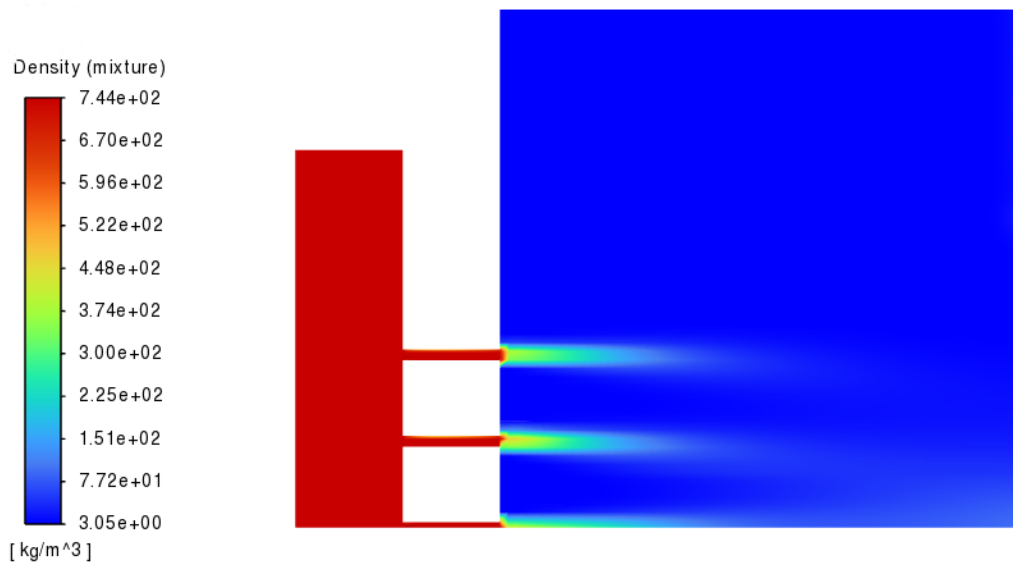


Figura 25 – Contorno de densidade.
Fonte: Autora.

4.2 Análise da Combustão

Após a análise numérica da combustão do motor do foguete Circe, nas condições de operação da bancada de teste (101325 Pa), foi possível obter os resultados e comparar ao caso analítico e experimental.

4.2.1 Número de Mach

A Figura 26 exibe a distribuição do número de Mach em todo o motor da Circe na condição de operação da bancada de teste.

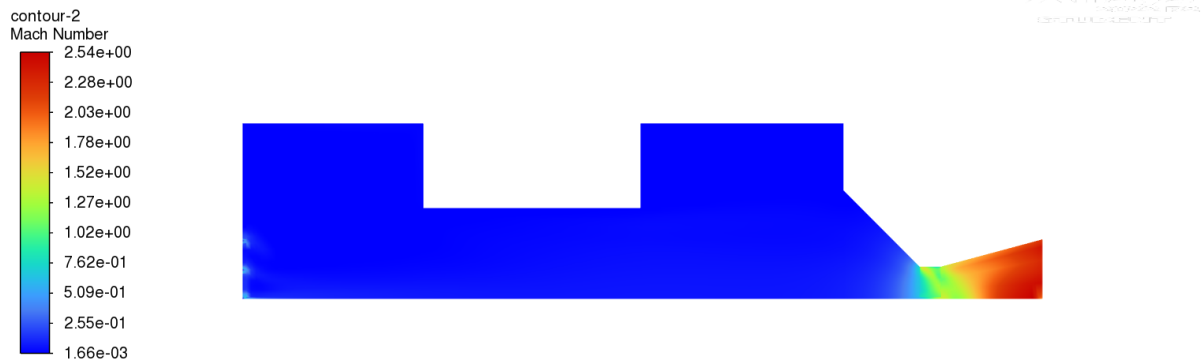


Figura 26 – Distribuição do número de Mach.

Fonte: Autora.

A fim de observar com maior atenção o número de Mach obtido, foi feita uma análise através de um dos orifícios de injeção como mostrado na Fig. 27. É possível notar que logo no início da curva o número de Mach sobe devido a velocidade de injeção do óxido nitroso pela placa injetora, em seguida cai para próximo de zero e na garganta (posição = 187.10 mm) o número de Mach chega a 1 e depois segue aumentando na seção divergente da tubeira atingindo o valor máximo de 2.34 para essa linha.

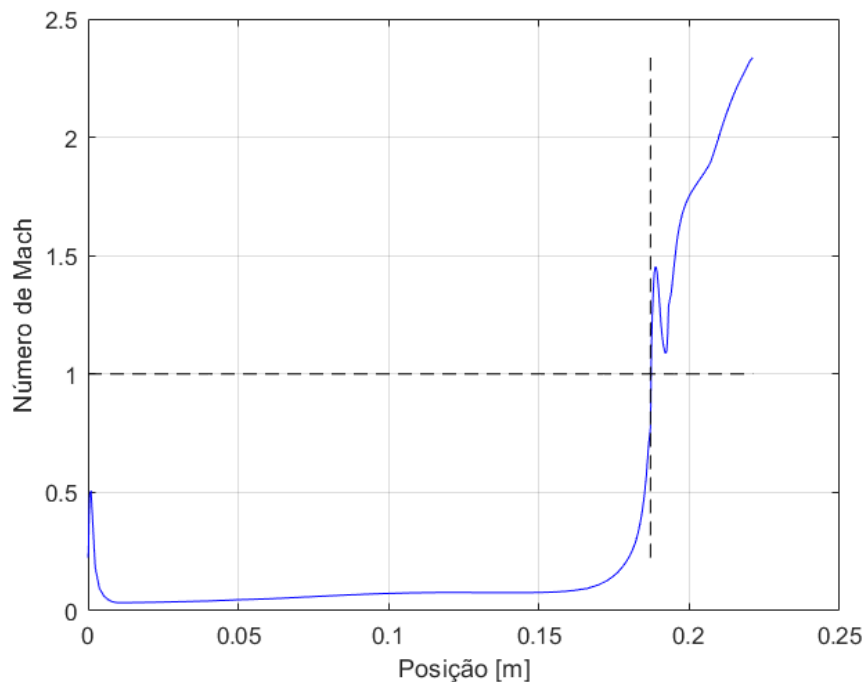


Figura 27 – Distribuição do número de Mach através de um orifício.

Fonte: Autora.

O valor do número de Mach obtido na garganta da tubeira está de acordo com o valor esperado para um motor de foguete. A queda no valor logo após passar da garganta se dá ao fato do design da garganta não ser suave, levando a uma perda na seção reta da garganta. Para evitar essa perda o design da tubeira deve ser reavaliado de forma a evitar criações de ondas de choque.

4.2.2 Distribuição de pressão

A Figura 28 descreve a distribuição de pressão dentro do motor do foguete Circe. A pressão média de operação obtida dentro de câmara de combustão foi de 20.8633 bar, gerando um erro de 4.32 % quando comparado ao valor da missão de 20 bar.

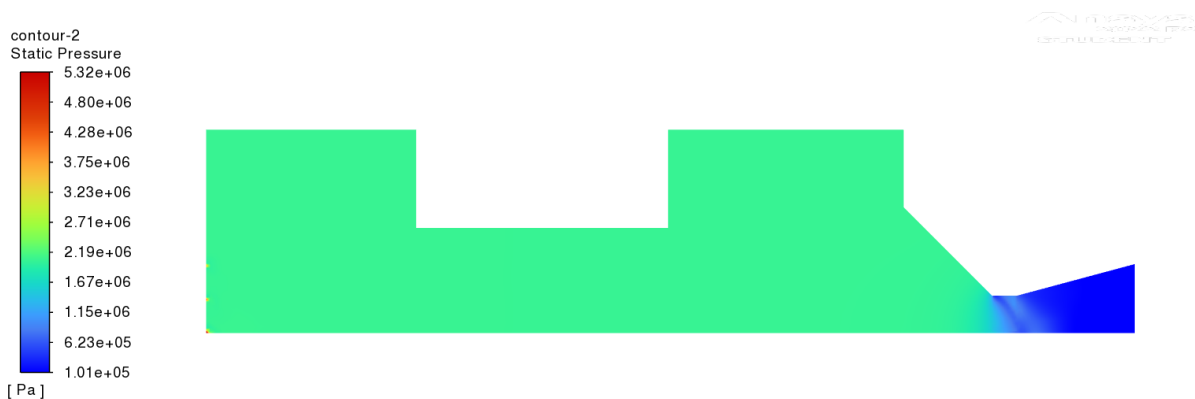


Figura 28 – Distribuição da pressão.

Fonte: Autora.

A Figura 29 mostra a distribuição da pressão ao longo de todo o motor através de uma linha que passa por um dos orifícios de injeção. Pode-se constatar que na posição inicial, isto é, imediatamente antes da pré-câmara a pressão absoluta é de 41.6481 bar. Logo em seguida a pressão cai para a pressão de operação da câmara de combustão.

A pressão absoluta dentro da câmara de combustão é praticamente constante e cai significativamente na tubeira, ficando próxima a pressão ambiente no divergente da tubeira, conforme esperado.

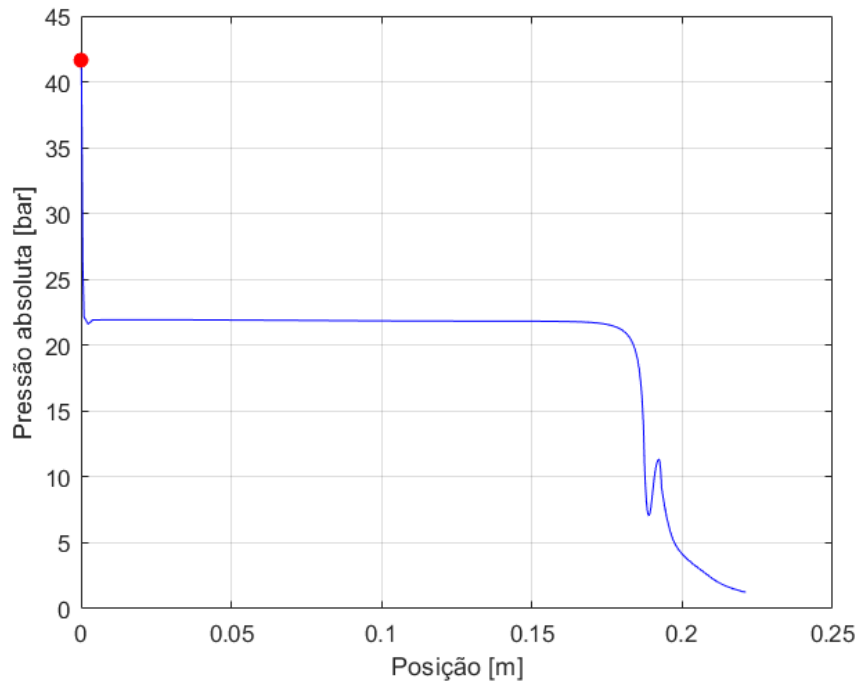


Figura 29 – Distribuição da pressão através de um orifício.
Fonte: Autora.

4.2.3 Análise da temperatura

A análise da temperatura está fortemente atrelada a decomposição do óxido nítrico. De acordo com [Karabeyoglu et al. \(2008\)](#), as equações utilizadas para a decomposição do óxido nítrico apresentam bons resultados para temperaturas acima de 850 K e a uma alta pressão.

A Figura 30 demonstra a distribuição da fração mássica de óxido nítrico dentro do motor, além da distribuição de temperatura para valores maiores que 850 K. O resultado obtido está de acordo com a literatura, é possível notar que nas regiões em que a temperatura é maior que 850 K houve decomposição e queima do óxido nítrico, no entanto a região central do motor não atingiu a temperatura e assim, não teve a queima completa do óxido nítrico.

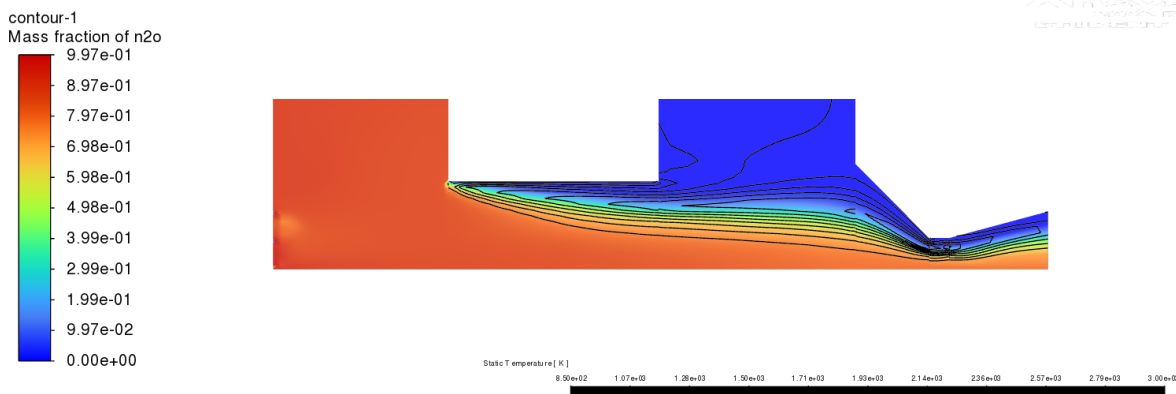


Figura 30 – Distribuição da fração mássica de óxido nitroso e Temperatura.
Fonte: Autora.

Trabalhos futuros devem ser feitos a fim de caracterizar as equações de decomposição utilizadas e assim obter um método de decomposição do óxido nitroso para pressões abaixo de 40 bar.

Além disso, a baixa temperatura do óxido nitroso no centro do motor pode ser devido ao fato da simulação ser feita em regime permanente, é notório que o processo de combustão é sensível não só ao espaço, como ao tempo também. O modelo não foi capaz de caracterizar com exatidão o fluxo da distribuição no orifício central do motor.

Normalmente, em motores híbridos, o orifício central é feito apenas para evitar a perda de combustível. Como a parafina se apresenta em uma camada líquida próxima a porta de combustão, o furo central do injetor é feito para evitar que a parafina saia pela tubeira sem reagir por completo. No entanto, a simulação numérica realizada considera que o combustível entra no sistema já completamente gasoso. Portanto, o resultado obtido está de acordo com o esperado.

A Figura 31 ilustra a distribuição de temperatura ao longo de todo o motor passando por um orifício de injeção. Pode-se observar que a temperatura atinge o seu máximo dentro da câmara de combustão, na região da pós-câmara conforme esperado. O valor obtido é de 2907.43 K, apresentando um erro de 4.44 % se comparado ao valor esperado dentro da câmara de combustão obtido através do CEA, de 3042.52 K.

Por fim, a temperatura média na saída da tubeira é de 1319.59 K para o resultado numérico e 1555.90 K para o resultado analítico, evidenciando um erro de 15.19 %. O erro percentual possui um valor alto devido a não decomposição completa do óxido nitroso, conforme já mencionado.

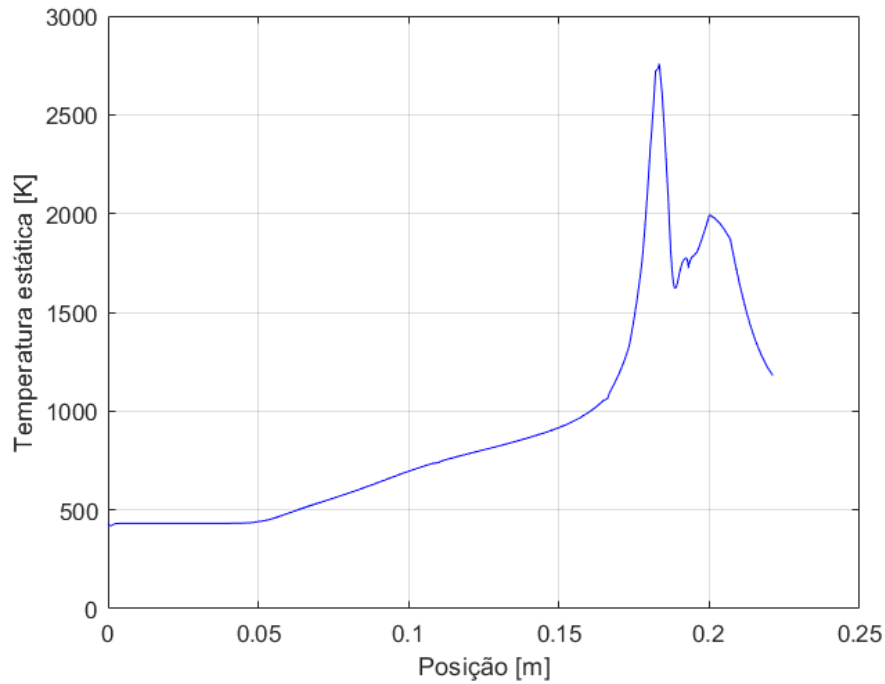


Figura 31 – Distribuição da temperatura através de um orifício.
Fonte: Autora.

4.2.4 Fase discreta

A Figura 32 descreve o desenvolvimento do tamanho da gota no processo de vaporização. Inicialmente o diâmetro é na ordem de 0.1 mm e depois chega em zero, instante em que a partícula foi completamente vaporizada.

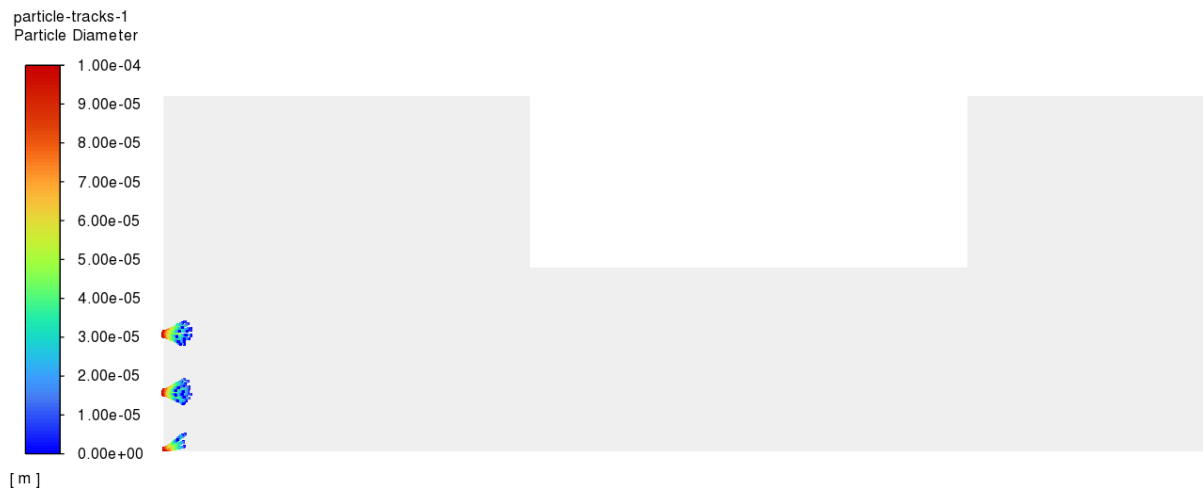


Figura 32 – Distribuição do tamanho das gotas.
Fonte: Autora.

A Figura 33 evidencia o tempo de residência da gota durante o processo de vaporização. Nota-se que a vaporização ocorre de forma mais rápida quando acoplada a combustão se comparada ao caso de teste à frio. A Figura 21 mostra que a vaporização

ocorre em uma taxa bem menor ao analisar o comprimento necessário para uma vaporização completa. Enquanto a Fig. 33 ilustra a distância necessária para a combustão completa, sendo de aproximadamente 3.7 mm.

De acordo com Lefebvre e McDonell (2017), ao analisar um sistema dependente do tempo de forma permanente o aumento da pressão e temperatura de operação influenciam na taxa de vaporização da espécie. A combustão é um fenômeno intrinsecamente dependente do tempo, a simulação realizada trata de um sistema quase-estático, portanto o aumento da pressão de operação atrelado a altas temperaturas da combustão levam a uma evaporação do óxido nitroso de forma mais rápida. Portanto, pode-se concluir que a análise numérica está de acordo com a literatura.

Por fim, a Fig. 34 demonstra a taxa de vaporização do óxido nitroso. Como visto anteriormente, a vaporização completa ocorre muito próximo ao injetor, mostrando mais uma vez a influência do aumento de pressão e temperatura no desenvolvimento da mudança de fase.

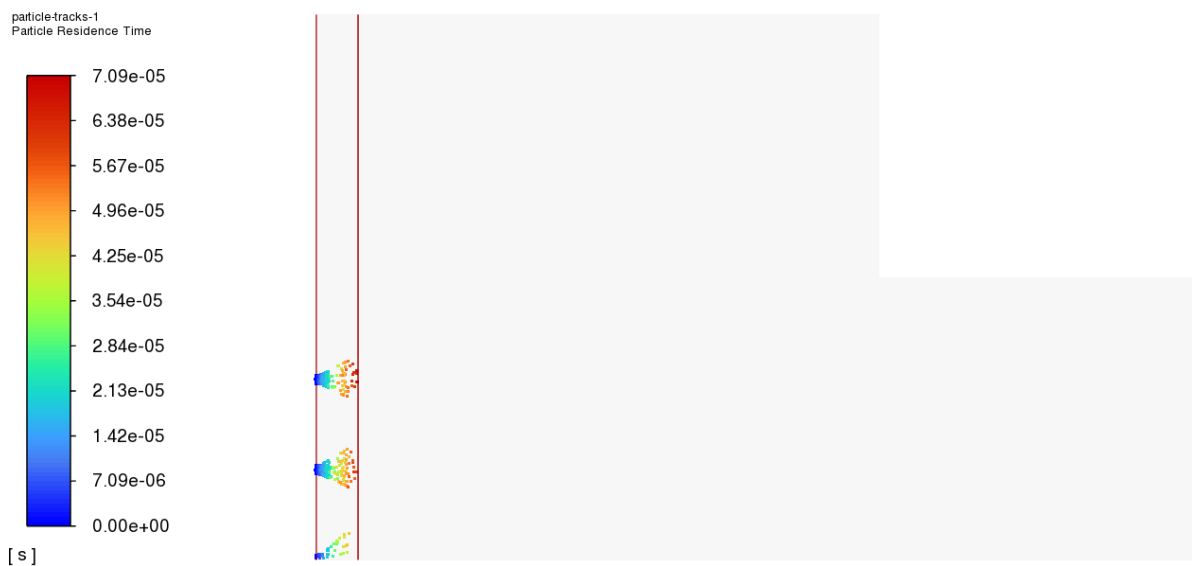


Figura 33 – Tempo de residência das gotas.

Fonte: Autora.

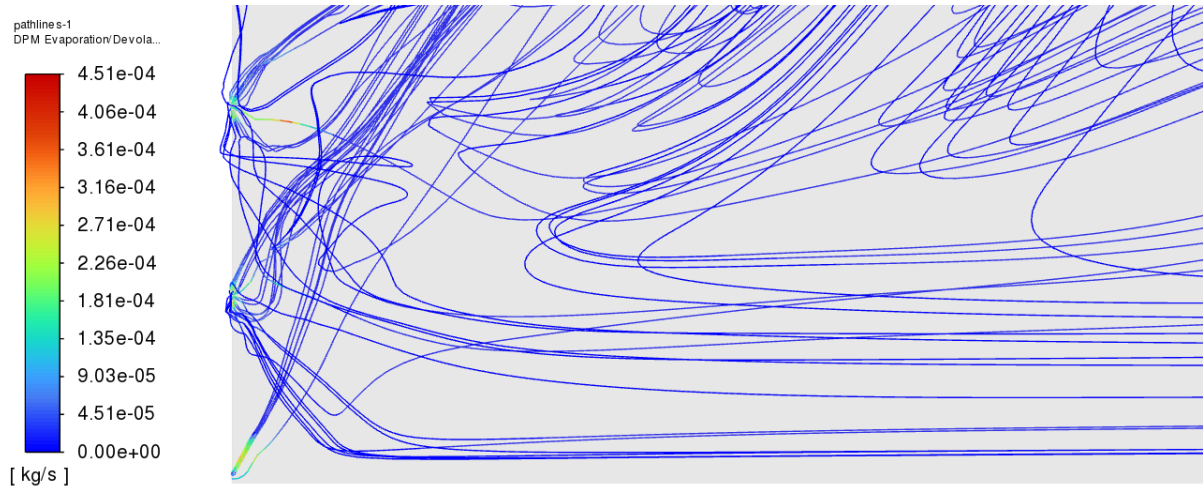
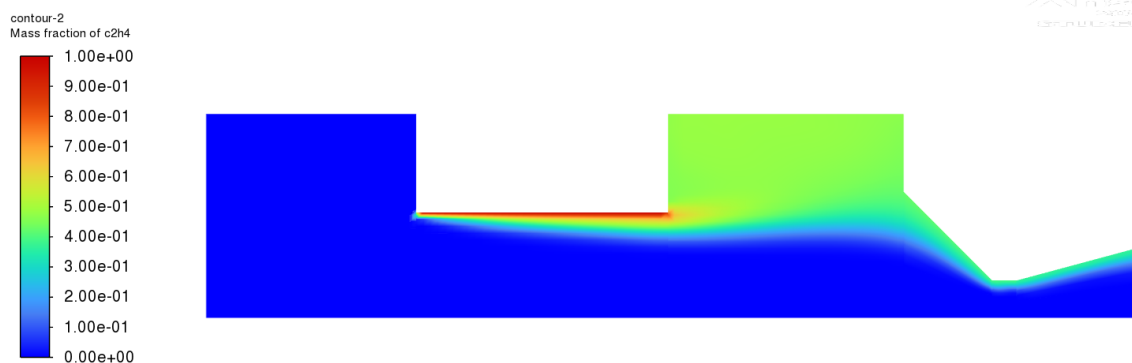


Figura 34 – Linhas de fluxo para a taxa de vaporização das gotas.
Fonte: Autora.

4.2.5 Frações mássicas das espécies

A Figura 35 descreve a distribuição das frações de massa dentro do volume do fluido para o etileno e dois dos mais importantes produtos da combustão, água e dióxido de carbono. Nota-se que a região central do motor não possui produtos da combustão, conforme esperado. Visto que de acordo com análise anterior a simulação não foi capaz de prever a decomposição do óxido nitroso nessa região.



(a) Fração mássica de C_2H_4

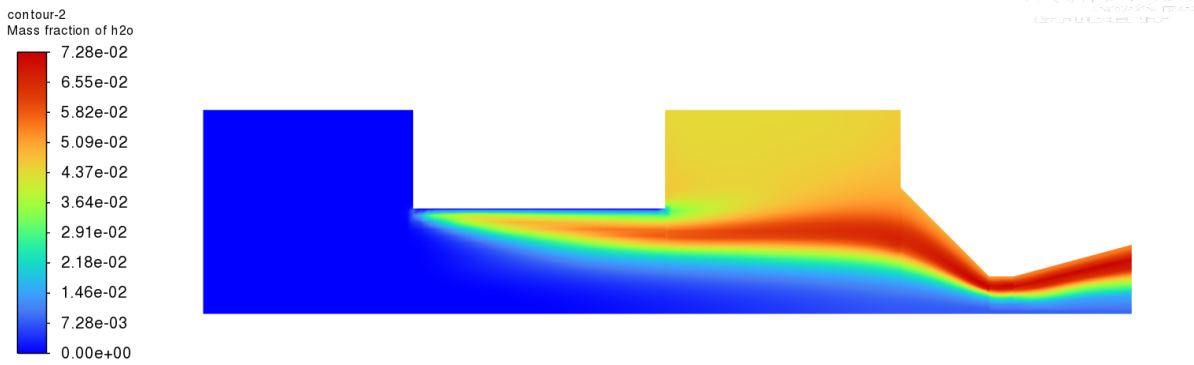
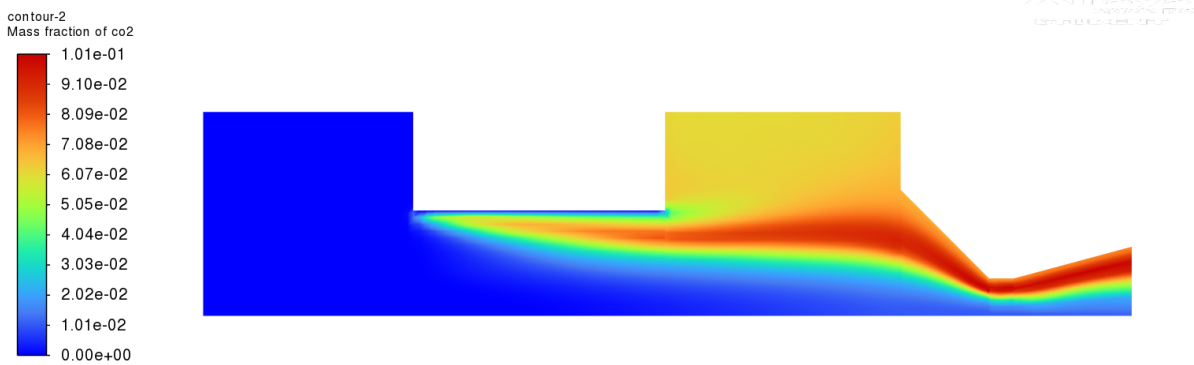
(b) Fração mássica de H₂O(c) Fração mássica de CO₂

Figura 35 – Distribuição das frações mássicas das espécies dentro do motor.

Fonte: Autora.

Por fim, pode-se analisar a densidade global no motor conforme Fig. 36. Conforme esperado, a densidade é maior na região da pré-câmara, uma vez que essa região conta com a presença do óxido nitroso líquido, que é de maior densidade do que os gases da combustão presente na região da pós-câmara e tubeira.

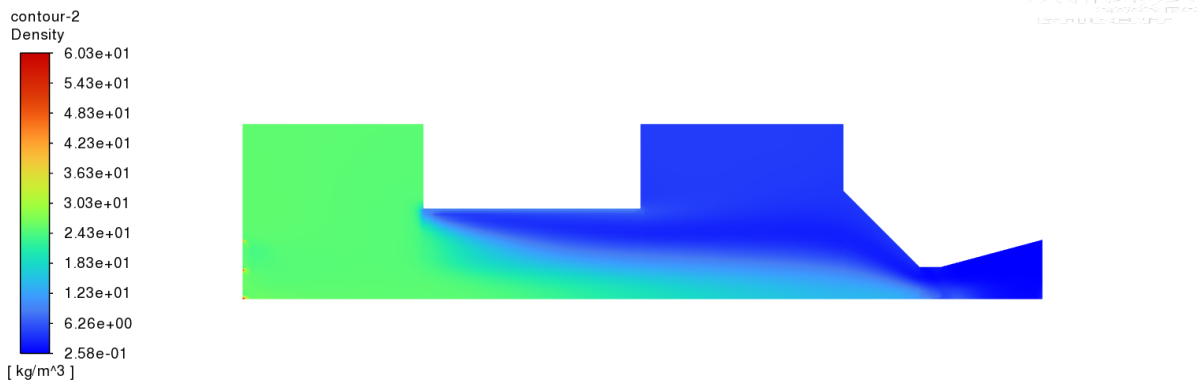


Figura 36 – Distribuição da densidade dentro do motor.

Fonte: Autora.

4.2.6 Comparações

Para exemplificar, a Tabela 6 apresenta todos os resultados obtidos de forma analítica com o auxílio do CEA e os resultados numéricos deste trabalho. Para a comparação foram feitos os cálculos dos erros relativos percentuais para cada parâmetro.

Tabela 6 – Comparação entre os resultados analíticos e numéricos.

Parâmetro	Analítico	Numérico	Erro Relativo [%]
Velocidade de exaustão [m/s]	1654.41	1533.69	7.30
Pressão [bar]	20	20.91	4.57
Vazão mássica de propelente [kg/m ³]	0.48	0.48	0.083
Empuxo [N]	800	741.08	7.37
Número de Mach [-]	2.55	2.34	8.24
Impulso específico [s]	168.65	156.34	7.30
Velocidade característica [m/s]	1187.84	1245.21	4.83
Temperatura na saída [K]	1555.90	1319.59	15.19
Temperatura na câmara [K]	3042.52	2907.43	4.44

Fonte: Autora.

A simulação numérica produziu resultados consistentes com os resultados esperados, validando-a. Todos os erros obtidos são menores que 10 %, exceto a temperatura na saída. Para resultados com maior acurácia o modelo deve ser reavaliado, além disso o refino na malha também é encorajado.

4.3 Teste Estático

No teste de bancada realizado foram utilizados dois sensores de pressão, sendo um no tanque de oxidante e um na pré-câmara de combustão. A partir dos resultados obtidos para a pressão na câmara de combustão foi possível prever a curva de empuxo. As Figuras 37 e 38 mostram os resultados obtidos durante o tempo de queima.

O teste foi realizado no dia 05 de julho de 2022 aproximadamente às 19:00. Durante o período de abastecimento a temperatura ambiente estava abaixo de 25 °C, ocasionando em uma dificuldade de abastecimento do tanque de oxidante por completo. A pressão inicial do teste foi de 40.3 bar, levando a uma baixa vazão mássica de oxidante pela linha principal o que, provavelmente, provocou a baixa pressão de operação da câmara de combustão.

A pressão na posição inicial marcada na figura 29 simboliza a pressão da linha principal de abastecimento, foi obtido um valor de 41.65 bar. Considerando a pressão de operação no tanque de oxidante no momento inicial do teste pode-se comparar os dois resultados, obtendo um erro percentual de 3.35 %.

Além disso, o empuxo médio experimental foi de 480.43 N, configurando um erro de aproximadamente 40 % se comparado ao resultado da simulação numérica. A pressão média na câmara durante a operação foi de 13.73 bar, levando a um erro de 31 % ao comparar ao resultado numérico.

Os grandes erros resultantes da comparação entre os dados experimentais e numéricos são reflexos das simplificações que são feitas ao construir um modelo numérico. Ademais, conforme já mencionado, o teste realizado não apresentou condições próximas às esperadas devido a temperatura e inúmeras dificuldades de abastecimento do tanque de oxidante.

O modelo numérico deve ser melhor refinado, levando em considerações as perdas que podem ocorrer durante o escoamento. Além disso, para um resultado mais claro um novo teste de bancada pode ser realizado em condições nominais para as devidas comparações.

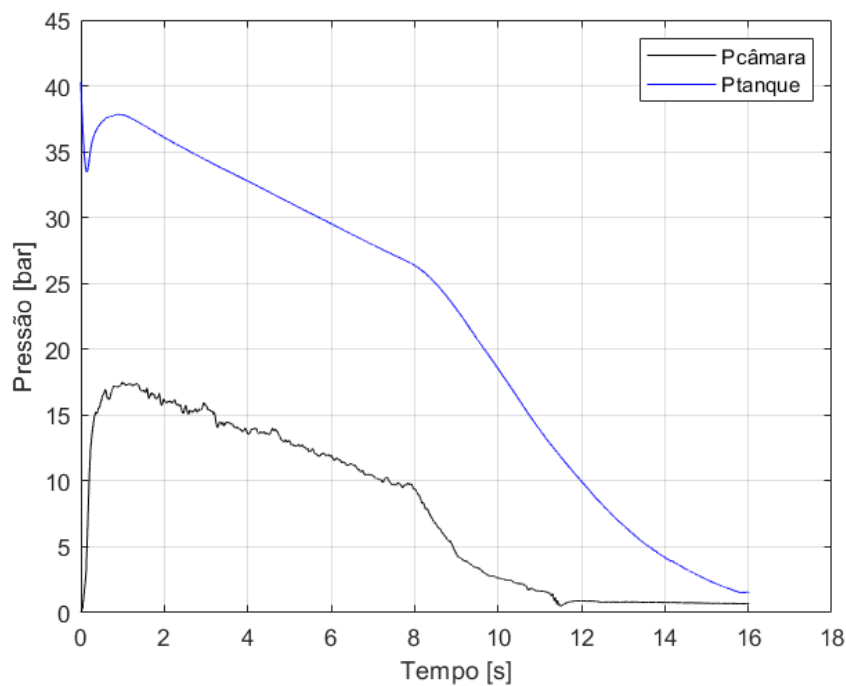


Figura 37 – Pressão na câmara de combustão e no tanque de oxidante durante o tempo de queima.

Fonte: Autora.

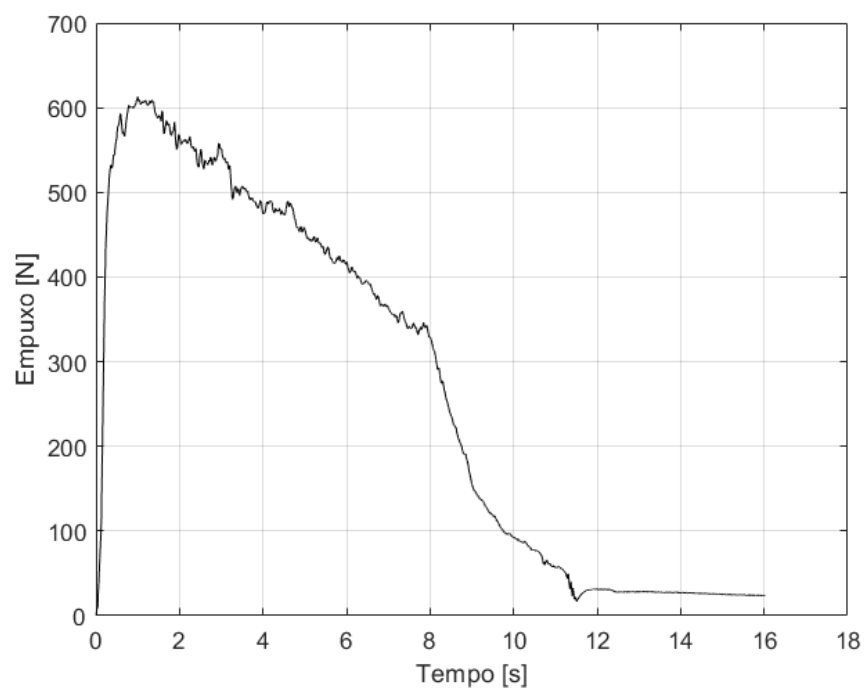


Figura 38 – Curva de empuxo do motor.
Fonte: Autora.

5 Conclusão

Este trabalho apresentou o estudo da vaporização através de injetores do tipo *shower head* com óxido nitroso. Através da revisão bibliográfica, observou-se que esse tipo de oxidante possui vantagens para sistemas de foguetes experimentais, uma vez que apresenta segurança no armazenamento e no manuseio, além de reduzir a complexidade do sistema devido as suas características auto pressurizantes.

Em um primeiro momento, realizou-se a simulação numérica do injetor projetado e testado pela equipe de competição *Capital Rocket Team*. Em seguida, executou-se a simulação de combustão do motor completo. Através da análise do motor no *Chemical Equilibrium and Applications* (CEA) para obtenção de dados analíticos, bem como a composição química dos componentes envolvidos na combustão e assim comparar aos resultados obtidos.

Os resultados obtidos mostram a forma com a qual a vaporização acontece dentro dos orifícios de injeção, na qual a queda de pressão possui grande influência nos resultados. Foi possível, também, observar o comprimento crítico para a formação do óxido nitroso completamente gasoso tanto no caso de análise à frio e à quente. A presença da pré-câmara de combustão foi validada numericamente, devendo ser de no mínimo 18.58 mm como mostrado na simulação numérica à frio.

No entanto, a simulação inicial considerou apenas a injeção de líquido na câmara de combustão, o que não corresponde à realidade, pois o óxido nitroso está em condição saturada em temperatura ambiente. Sendo assim, a baixa pressão na entrada do injetor pode ser ajustada com a inserção de uma porcentagem de óxido nitroso vapor, obtendo-se assim novos dados de queda de pressão do injetor.

A partir dos resultados obtidos através da simulação numérica da combustão, notou-se que na região central do motor tem uma grande concentração de óxido nitroso não decomposto, com uma fração mássica média de 0,22 na saída. Novos trabalhos devem ser realizados para investigar as equações de decomposição utilizadas para o oxidante. Outra análise que pode ser feita é a mudança da geometria do injetor, retirando o furo central, para visualizar os resultados com o modelo utilizado. Além disso, pode ser feita a inserção do combustível na fase líquida, com o intuito de caracterizar a decomposição da parafina e a interação com o meio.

Foram atingidos bons resultados para grande parte dos parâmetros analisados neste trabalho. Apesar da não decomposição completa do óxido nitroso, foi atingido um número de Mach na saída da tubeira de 2.34 (representando um erro de 8.24 % em relação ao resultado teórico).

A pressão na câmara de 20 bar foi atingida. Foi obtido um valor de 741.08 N para o empuxo de acordo com a simulação numérica, expressando um erro de 7 % quando comparado ao valor teórico. No entanto, apresentou erro de 40 % quando comparado ao caso experimental. O aumento no erro ocorre devido ao teste em bancada representar o modelo real, sem simplificações.

A mudança de fase foi validada com a influencia de altas pressões e temperaturas. Como esperado, a distância necessária para a transformação completa de óxido nitroso gasoso é consideravelmente menor no caso de simulação à quente do que na simulação à frio. Os resultados da simulação à quente mostraram que o comprimento necessário para a pré-câmara é 20 % menor do que o resultado da simulação à frio.

Através dos resultados obtidos na combustão é possível visualizar a influência da tubeira dentro do sistema, a qual faz o aumento da velocidade dos gases da combustão ao passar pela garganta indo em direção a seção divergente. Além disso, é possível notar uma perda devido a uma onda de choque dentro da região da garganta que apresenta um comprimento reto significativo. Portanto, é recomendado uma mudança no design na tubeira para um formato mais suave com um comprimento menor para garantir que não ocorra ondas de choque dentro do sistema.

Finalmente, é evidente que novos estudos devem ser realizados a fim de obter resultados mais próximos do caso real. Em uma análise futura deve ser observada a influência da injeção do óxido nitroso como um fluido bifásico, isto é, inserindo uma proporção de óxido nitroso vapor na câmara de injeção além do N_2O líquido. Embora os resultados apresentados sejam promissores, novas análises dos modelos abordados são fortemente encorajadas.

Referências

- ANDERSON, J. D. **Fundamentals of aerodynamics**. McGraw, 2009. Citado na página [22](#).
- BOUZIANE, M. et al. Performance comparison of oxidizer injectors in a 1-kN paraffin-fueled hybrid rocket motor. **Aerospace Science and Technology**, Elsevier, v. 89, p. 392–406, 2019. Citado na página [21](#).
- DANIELEWICZ, J. et al. Three-dimensional numerical model of heat losses from district heating network pre-insulated pipes buried in the ground. **Energy**, Elsevier, v. 108, p. 172–184, 2016. Citado na página [41](#).
- EL-SAYED, A. F. **Fundamentals of aircraft and rocket propulsion**. [S.l.]: Springer, 2016. Citado na página [17](#).
- FLUENT, A. **Ansys fluent theory guide 15.0**. ANSYS, Canonsburg, PA, 2013. Citado 4 vezes nas páginas [31](#), [34](#), [35](#) e [36](#).
- FLUENT, A. **Ansys fluent user's guide**. ANSYS, Canonsburg, PA, 2023. Citado na página [40](#).
- GREATRIX, D. R. **Powered Flight: The Engineering of Aerospace Propulsion**. 1. ed. [S.l.]: Springer Verlag London, 2012. ISBN 1447124847,9781447124849. Citado na página [17](#).
- HIRSCH, C. **Numerical Computation of Internal and External Flows: The fundamentals of computational fluid dynamics**. 2. ed. [S.l.]: Elsevier, 2007. v. 1. Citado na página [18](#).
- HUMBLE, R. W.; HENRY, G. N.; LARSON, W. J. **Space propulsion analysis and design**. [S.l.]: McGraw-Hill, 1995. Citado 3 vezes nas páginas [20](#), [21](#) e [24](#).
- HUZEL, D. K. **Modern engineering for design of liquid-propellant rocket engines**. [S.l.]: AIAA, 1992. v. 147. Citado na página [20](#).
- INGENITO, A.; DOMINGO, C. H. F. L. A hybrid propulsion solution for a microsatellite to perform a capture maneuver in a Mars orbit. In: **AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum**. [S.l.: s.n.], 2020. p. 3734. Citado na página [44](#).
- KARABEYOGLU, A. et al. Modeling of N₂O decomposition events. In: **44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit**. [S.l.: s.n.], 2008. p. 4933. Citado 2 vezes nas páginas [44](#) e [55](#).
- KARABEYOGLU, A. et al. Scale-up tests of high regression rate paraffin-based hybrid rocket fuels. **Journal of propulsion and power**, v. 20, n. 6, p. 1037–1045, 2004. Citado na página [24](#).
- KARABEYOGLU, M.; CANTWELL, B.; ALTMAN, D. Development and testing of paraffin-based hybrid rocket fuels. In: **37th Joint Propulsion Conference and Exhibit**. [S.l.: s.n.], 2001. p. 4503. Citado na página [25](#).

LAZZARIN, M. et al. Numerical simulation of hybrid rockets liquid injection and comparison with experiments. **Journal of Propulsion and Power**, American Institute of Aeronautics and Astronautics, v. 31, n. 1, p. 352–364, 2015. Citado na página 36.

LEFEBVRE, A. H.; MCDONELL, V. G. **Atomization and sprays**. [S.l.]: CRC press, 2017. Citado 2 vezes nas páginas 46 e 58.

LEMMON, E.; HUBER, M.; MCLINDEN, M. **NIST Standard Reference Database 23: Reference Fluid Thermodynamic and Transport Properties-REFPROP, Version 8.0**. [S.l.]: Natl Std. Ref. Data Series (NIST NSRDS), National Institute of Standards and Technology, Gaithersburg, MD, 2007. Citado na página 23.

MENTER, F. Zonal two equation kw turbulence models for aerodynamic flows. In: **23rd fluid dynamics, plasmadynamics, and lasers conference**. [S.l.: s.n.], 1993. p. 2906. Citado na página 34.

MENTER, F. R.; KUNTZ, M.; LANGTRY, R. Ten years of industrial experience with the sst turbulence model. **Turbulence, heat and mass transfer**, v. 4, n. 1, p. 625–632, 2003. Citado na página 34.

PALACZ, T. Nitrous oxide application for low-thrust and low-cost liquid rocket engine. **Proceedings of the 7th EUCASS, Milano, Italy**, p. 3–6, 2017. Citado na página 23.

SAGAR, G. V.; GROVER, U.; HASIM, S. A. 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 (IJASRE)**, v. 2, n. 3, p. 01–09, Mar. 2016. Citado na página 21.

SPACE, I. **INNOSPACE Signs a Contract for Commercial Use of the Alcântara Space Center in Brazil**. 2022. Disponível em: <<http://www.innospc.com/main>>. Citado na página 18.

STANDARDS, N. I. of; NIST, T. **Nitrous oxide properties**. 2021. (Acesso em: 28/12/2022). Disponível em: <<https://webbook.nist.gov/cgi/cbook.cgi?ID=C10024972&Units=SI>>. Citado 2 vezes nas páginas 43 e 45.

SUTTON, G. P.; BIBLARZ, O. **Rocket propulsion elements**. [S.l.]: John Wiley & Sons, 2010. Citado 6 vezes nas páginas 17, 20, 21, 24, 25 e 49.

VILLAFRANCO, D. O. et al. Assessment of cavitation models in the prediction of cavitation in nozzle flow. In: AMERICAN SOCIETY OF MECHANICAL ENGINEERS. **Fluids Engineering Division Summer Meeting**. [S.l.], 2018. v. 51562, p. V002T16A003. Citado na página 33.

WAXMAN, B. S. **An investigation of injectors for use with high vapor pressure propellants with applications to hybrid rockets**. [S.l.]: Stanford University, 2014. Citado na página 52.

WHITMORE, S. A.; CHANDLER, S. N. Engineering model for self-pressurizing saturated-n₂o-propellant feed systems. **Journal of propulsion and Power**, v. 26, n. 4, p. 706–714, 2010. Citado na página 24.

ZAKIROV, V. et al. Nitrous oxide as a rocket propellant. **Acta Astronautica**, Elsevier, v. 48, n. 5-12, p. 353–362, 2001. Citado 2 vezes nas páginas [22](#) e [23](#).