

**CENTRO FEDERAL DE EDUCAÇÃO TECNOLÓGICA CELSO SUCKOW DA  
FONSECA  
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA  
ENGENHARIA MECÂNICA**

**João Lucas Andrade Acciaris Barbosa**

**Revisão bibliográfica e análise em CFD para projeto de um injetor de  
propelente líquido para um foguete experimental de propulsão híbrida**

**TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO**

**RIO DE JANEIRO  
2023**

**João Lucas Andrade Acciaris Barbosa**

**Revisão bibliográfica e análise em CFD para projeto de um injetor de propelente líquido para um foguete experimental de propulsão híbrida**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado como requisito parcial à obtenção do título de Bacharel em Engenharia Mecânica, do Departamento de Engenharia Mecânica, do Centro Federal de Educação Tecnológica Celso Suckow da Fonseca.

Orientador: Jonatas Motta Quirino

**RIO DE JANEIRO  
2023**

Ficha catalográfica elaborada pela Biblioteca Central do CEFET/RJ

B238 Barbosa, João Lucas Andrade Acciaris Barbosa  
Revisão bibliográfica e análise em CFD para projeto de um  
injetor de propelente líquido para um foguete experimental de  
propulsão híbrida / João Lucas Andrade Acciaris Barbosa – 2023.  
83f. : il. (algumas color.) + apêndice , enc.

Projeto Final (Graduação) Centro Federal de Educação  
Tecnológica Celso Suckow da Fonseca, 2023.

Bibliografia: f. 80-83.

Orientador: Jonatas Motta Quirino.

1. Engenharia mecânica. 2. Foguete híbrido. 3. Propelentes  
sólidos. 4. Propelentes líquidos I. Quirino, Jonatas Motta (Orient.).  
II. Título.

CDD 620.1

Dedico este trabalho a minha mãe, que  
entregou tudo para que eu  
chegasse até aqui.

## AGRADECIMENTOS

Primeiramente, quero expressar minha gratidão ao meu orientador, Jonatas Motta Quirino, pela paciência e dedicação ao longo deste ano de trabalho. Suas valiosas sugestões e críticas construtivas foram fundamentais para o desenvolvimento deste trabalho, e sou imensamente grato pela oportunidade de aproveitar da sua experiência.

À banca examinadora, composta por Tiago Quirino e Carlos Catunda, agradeço pelos insights e avaliações criteriosas que enriqueceram meu trabalho. Suas contribuições foram essenciais para a qualidade final deste projeto.

A meus pais, Sílvia Carla e Marcos Luiz, e minha irmã, Catharina Suely Barbosa, agradeço o amor incondicional, apoio constante e encorajamento representados pelas pequenas palavras e atitudes do dia a dia por todos estes anos.

Aos amigos de infância Álvaro, Thacio e Victor, que estiveram ao meu lado desde os primeiros passos nesta jornada, que me viram escolher minha formação, que me viram tomar decisões certas e erradas. Agradeço por serem fontes inesgotáveis de companheirismo, conselhos e suporte emocional. Como já sabem essa amizade é um tesouro que levarei para toda a vida.

À equipe RocketWolf, agradeço a colaboração, torcida e inspiração. Cada membro da equipe contribuiu de maneira única para os meus últimos períodos de graduação e foi a inspiração para a este trabalho. Agradeço não só pelo aspecto técnico e companheirismo, mas também pelos grupos paralelos que trouxeram tanto riso, este apoio na minha reta final da graduação foi crucial.

À equipe Venturi Aerodesign. Agradeço pela experiência enriquecedora, pelo aprendizado, por moldar meu percurso acadêmico nas fases iniciais e fornecer a inspiração para seguir pelos anos de ciclo básico. As lições e memórias compartilhadas serão lembradas com carinho.

A conclusão deste trabalho marca não apenas o fim de um capítulo, mas também o início de novas possibilidades e desafios. A todos que compartilharam esta jornada comigo e que talvez não tenham sido citados, meu mais profundo agradecimento. Cada um de vocês desempenhou um papel fundamental no meu sucesso, e sou grato por cada momento.

“We choose to go to the Moon in this decade and do the other things, not because they are easy, but because they are hard.

Because that goal will serve to organize and measure the best of our energies and skills.

Because that challenge is one that we are willing to accept.”

(KENNEDY, John F. 1962)

## RESUMO

BARBOSA, João Lucas A. A. **Revisão bibliográfica e análise em CFD para projeto de um injetor de propelente líquido para um foguete experimental de propulsão híbrida.** 2023. 82 páginas. Trabalho de Conclusão de Curso – Centro Federal de Educação Tecnológica Celso Suckow da Fonseca. Rio de Janeiro. Rio de Janeiro, 2023.

Motores de foguete a híbridos têm como peculiaridade o compartilhamento do uso de propelentes em fase líquida e sólida em seu funcionamento. O uso de propelentes líquidos representou um enorme avanço se comparado ao que se usava antes, que eram os motores com propelentes sólidos, sendo o avanço para motores que usam propelentes líquidos o salto tecnológico que levou o ser-humano ao espaço. Esse trabalho se propõe a contribuir com esse salto focando na criação de uma base para desenvolvimento de um dos componentes usados nesses motores, o injetor de propelentes, com foco em motores híbridos por sua menor complexidade e maior segurança. O injetor escolhido é o tangencial, que se baseia em impor aceleração centrípeta ao líquido em uma câmara cilíndrica para que se forme um fluxo de propelente anular que termina em um jato cônico cujas paredes se afinam favorecendo a formação de gotas pequenas e, portanto, a reação de combustão. Assim a propulsão e o injetor foram estudados em uma análise bibliográfica e o injetor foi projetado e analisado através de simulações usando o FLUENT, programa de CFD do ANSYS, e o modelo de turbulência k-epsilon, chegando a um método de projeto e simulação capaz de servir de base para passos de pré-projeto e prototipagem do componente.

**Palavras-chave:** Foguete Híbrido, Injetor Tangencial, CFD, ANSYS FLUENT, K-Epsilon, Prototipagem.

## ABSTRACT

BARBOSA, João Lucas A. A. **Revisão bibliográfica e análise em CFD para projeto de um injetor de propelente líquido para um foguete experimental de propulsão híbrida.** 2023. 82 pages. Undergraduate Thesis – Centro Federal de Educação Tecnológica Celso Suckow da Fonseca. Rio de Janeiro. Rio de Janeiro, 2023.

Hybrid rocket engines have the peculiarity of sharing the use of propellants in liquid and solid phases in their operation. The use of liquid propellants represented a significant advancement compared to previous practices, which involved engines with solid propellants. The transition to engines using liquid propellants marked the technological leap that propelled humans into space. This work aims to contribute to this leap by focusing on the creation of a foundation for the development of one of the components used in these engines, the propellant injector, with a focus on hybrid engines due to their lower complexity and increased safety. The chosen injector is the tangential swirl injector, which relies on imposing centripetal acceleration to the liquid in a cylindrical chamber to create a conical propellant flow that loses wall thickness out the nozzle, promoting the formation of small droplets and, therefore, a better combustion reaction. Thus, propulsion and injection were studied in a bibliographic analysis, and the injector was designed and analyzed through simulations using FLUENT, the ANSYS CFD software, and the k-epsilon turbulence model, leading to a design and simulation methodology capable of serving as a foundation for pre-design steps and prototyping and as a foundation for future advancements.

**Keywords:** Hybrid Rocket, Swirl Injector, CFD, ANSYS FLUENT, K-Epsilon, Prototyping.



## LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 - Componentes e Sistemas de um Foguete .....	14
Figura 2 - Componentes de um motor a propelente sólido .....	19
Figura 3 – Componentes de um motor a propelente líquido .....	20
Figura 4 – Foguete a propelente líquido com injeção por bomba elétrica .....	22
Figura 5 – Ciclos de pressurização de um foguete a propelente líquido .....	22
Figura 6 – Ciclo de combustão de estágio completo .....	23
Figura 7 – Componentes de um motor a propelente híbrido .....	24
Figura 8 – Gráfico plotando a Velocidade Efetiva de Exaustão x Razão Empuxo-Peso .....	28
Figura 9 - Regiões de transição de líquido atomizado e não atomizado em função de We, Oh e Re .....	31
Figura 10 – Regimes de desintegração para Weber em função de Reynolds .....	32
Figura 11 – Regimes de desintegração para Ohnesorge em função de Reynolds ...	33
Figura 12 – Tipos de injetores em colunas (Pressão, Rotação e Assistido a Ar respectivamente) .....	35
Figura 13 - Comparação de Sistemas de Motor de Foguete .....	40
Figura 14 – Modelo do Processo de Queima da Parafina .....	43
Figura 15 – Dados de segurança e transporte dos oxidantes citados .....	45
Figura 16 – Diagrama de Hommel explicado. ....	45
Figura 17 – Propriedades físicas de oxidantes estocáveis, com destaque a pressão de vapor do óxido nitroso a temperatura ambiente .....	46
Figura 18 - Valores de Isp em função da razão de mistura, comparando CEA e algoritmo próprio .....	47
Figura 19 - Valores de Isp em função da razão de mistura, comparando CEA e PROPEP .....	47
Figura 20 – Tipos de injetores comuns de motores de foguete .....	49
Figura 21 – Geometria de alguns injetores .....	50
Figura 22 – Taxa de Regressão x Cota Longitudinal do grão combustível para GOX .....	51
Figura 23 - Taxa de Regressão x Cota Longitudinal do grão combustível para N <sub>2</sub> O .....	51
Figura 24 - Distribuição da vazão mássica em relação ao eixo do motor/injetor. (a) Jato / (b) Swirler .....	52
Figura 25 - Relação entre SMD e Queda de pressão .....	54
Figura 26 – Modelo de um medidor de distribuição de gotas a laser .....	55
Figura 27 – Queda de Pressão x Pressão na Câmara para a Equação 15 e a Equação 18 .....	57
Figura 28 - Dimensões do injetor tangencial .....	61
Figura 29 - Dimensões em milímetros do injetor projetado .....	63

Figura 30 – Volume de Controle da Simulação .....	64
Figura 31 – Representação de um elemento 2D usado em simulação numérica .....	65
Figura 32 – Exemplo de malha do domínio da simulação (mais refinada) .....	66
Figura 33 - Gráfico mostrando convergência da queda de pressão.....	67
Figura 34 - Gráfico mostrando a convergência do ângulo de saída .....	68
Figura 35 - Gráfico mostrando a convergência da vazão mássica.....	69
Figura 36 – Pressão nas faces de injeção do modelo simulado.....	70
Figura 37 – Curva experimental de funcionamento do injetor .....	71
Figura 38 – Vista isométrica do modelo com as linhas de fluxo .....	73
Figura 39 – Vista frontal do modelo com as linhas de fluxo .....	73
Figura 40 – Vista inferior do modelo com as linhas de fluxo .....	74
Figura 41 – Contornos de velocidade para o plano médio e condição de contorno de saída .....	74
Figura 42 – Contornos de pressão no plano médio do injetor modelao .....	75
Figura 43 – Contornos de pressão de um modelo em CFD de injetor .....	76
Figura 44 – Contorno de pressão em um modelo em CFD de injetor tangencial [Pa] .....	76

**LISTA DE TABELAS**

Tabela 1 – Faixas Típicas de Performance para Alguns Sistemas de Propulsão .....	27
Tabela 2 – Matriz de Decisão do Sistema do Motor de Foguete.....	40
Tabela 3 – Diâmetros Médios e suas Aplicações.....	56
Tabela 4 – Dados de Entrada para o Projeto do Injetor .....	60
Tabela 5 – Dados de Saída para o Projeto do Injetor .....	60
Tabela 6 – Relações Geométricas para Projeto do Injetor .....	61
Tabela 7– Dados das malhas.....	66
Tabela 8 – Dados experimentais de injetor tangencial.....	72
Tabela 9 – Média de Erros Percentuais durante Estudo de Convergência .....	77
Tabela 10 – Média de Erros Percentuais em Relação a NARDI (2015) .....	77

## SUMÁRIO

1.1 FOGUETEMODELISMO.....	13
1.2 FOGUETEMODELISMO NO BRASIL.....	15
1.3 METODOLOGIA .....	16
2.1 SUTTON - PROPULSÃO DE FOGUETES .....	17
2.1.1 Propulsão Química .....	18
2.1.1.1 Motores a propelente sólido.....	18
2.1.1.2 Motores a propelente líquido.....	20
2.1.1.3 Motores a propelente híbrido .....	24
2.1.2 Empuxo e Desempenho do Sistema.....	25
2.2 LEFEBVRE – ATOMIZAÇÃO E SPRAYS.....	29
2.2.1 Atomização .....	30
2.2.2 Atomizadores .....	33
2.2.3 Tipos de Injetores .....	34
2.2.3.1 Atomizadores de pressão .....	35
2.2.3.2 Atomizadores de rotação .....	35
2.2.3.3 Atomizadores assistidos com ar.....	35
2.2.4 Fatores que Influenciam a Atomização.....	36
2.2.4.1 Propriedades do líquido .....	36
2.2.4.2 Condições do Ambiente .....	37
3.1 PROPELENTES .....	41
3.1.1 Combustível.....	41
3.1.2 Oxidante .....	43
3.1.3 Escolha dos Propelentes .....	44
3.2 DEFINIÇÃO DA VAZÃO MÁSSICA .....	46
4.1 INJETOR SIMPLEX / SWIRLER / TANGENCIAL .....	49
4.2 ATOMIZAÇÃO NO INJETOR TANGENCIAL.....	53
5.1 INJETOR.....	58
5.1.1 Orifício de Saída .....	58
5.1.2 Orifício de Entrada.....	59
5.1.3 Cálculo e Injetor Projetado.....	59
5.2 ANÁLISE DO INJETOR .....	62
5.2.1 Modelo e Condições de Contorno.....	62
5.2.2 Validação da simulação .....	64
5.2.3 Resultados .....	66
6.1 TRABALHOS FUTUROS .....	79

## 1 INTRODUÇÃO

A exploração espacial tem sido um campo fascinante e desafiador para a humanidade, impulsionando inúmeras descobertas científicas e avanços tecnológicos ao longo dos anos, os quais alcançaram inclusive o nosso dia a dia, como câmeras de celulares, GPS, aprimoramentos em tênis de corrida, pneus e travesseiros entre outros inúmeros avanços que foram ao espaço e voltaram para nossas casas (MUSEU WEG, 2022). A conquista do espaço requer a superação de obstáculos formidáveis, sendo o lançamento de foguetes um dos marcos fundamentais nessa jornada.

No Brasil o programa espacial começou por volta da década de 1960 como resposta aos avanços que ocorriam na corrida espacial entre Estados Unidos e União Soviética, com a criação do GOCNAE (Grupo de Organização da Comissão Nacional de Atividades Espaciais) em 1961, órgão que se tornou o INPE (Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais). Inicialmente, o objetivo era desenvolver pesquisas e aplicações na área de meteorologia. No entanto, o programa foi se expandido gradualmente e incluindo outras áreas, como comunicações via satélite, sensoriamento remoto e desenvolvimento de tecnologia espacial. (INPE, 2021)

### 1.1 FOGUETEMODELISMO

O desenvolvimento de foguetes experimentais desempenha um papel crucial no avanço das tecnologias espaciais, permitindo a exploração de novos conceitos e a implementação de aprimoramentos. Esse caráter de exploração de novas tecnologias e conceitos é o que torna o seu uso em um nível acadêmico de grande valia para alunos de graduação em engenharia mecânica e áreas correlatas, tanto na questão de aprendizado quanto na de inovação tecnológica.

Nas últimas décadas, o uso de foguetes experimentais tem se destacado como uma plataforma valiosa para testar e aperfeiçoar novas tecnologias em seus sistemas. Ao contrário dos foguetes convencionais, que são projetados para missões específicas, os foguetes experimentais são projetados para realizar testes de novos conceitos e validação de modelos teóricos agregando ao aprendizado dos alunos e

ao mercado aeroespacial de onde se origina cada equipe (CHOWDHURY, 2011; NGUYEN, 2018; DUTTA, 2019). Ademais as plataformas para lançamento de satélites de menor escala abrem a demanda para opções com menor valor agregado para servir essa demanda já que a opção é esperar lançamentos de estruturas com maior peso tecnológico e buscar uma “carona”. (DA CAS, 2019; LEONARDI, 2020)

Essas plataformas de teste desempenham um papel fundamental no processo iterativo de desenvolvimento de motores de foguete, permitindo que os engenheiros compreendam melhor os fenômenos complexos envolvidos no funcionamento dos principais subsistemas, como pode ser visto no exemplo presente na Figura 1. que mostra um foguete com motor a propelente líquido, porém a divisão é a mesma para foguetes com outros tipos de motores e pode mudar dependendo da literatura.

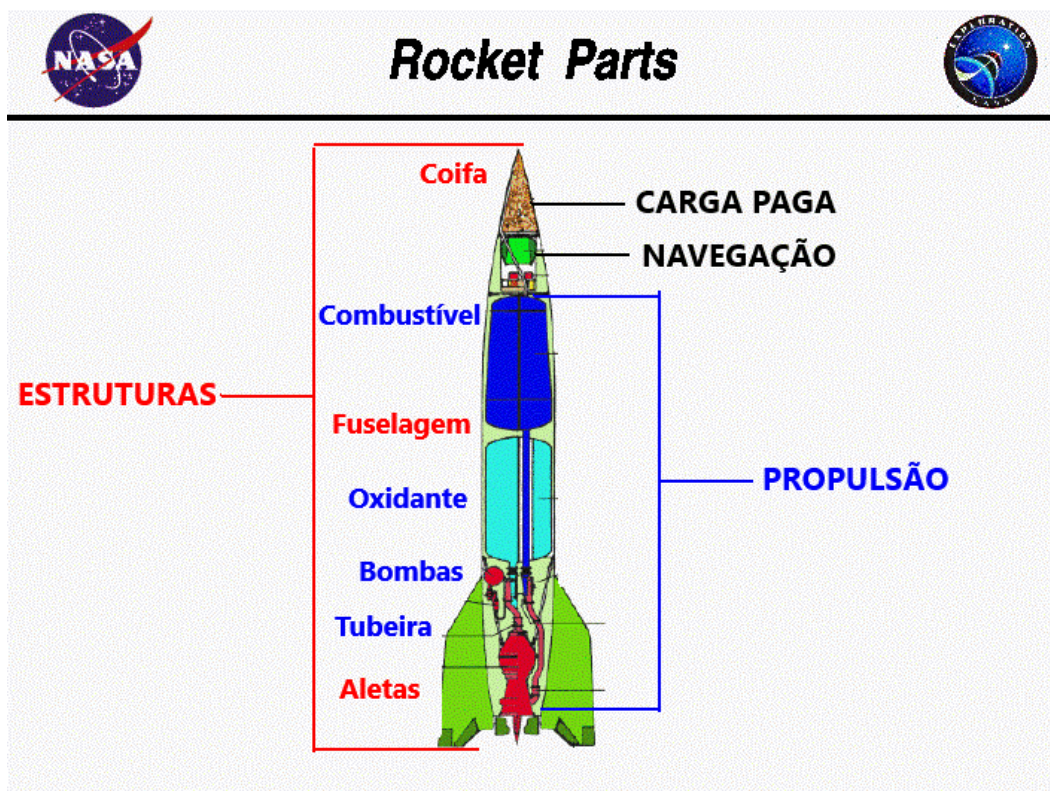


Figura 1 - Componentes e Sistemas de um Foguete  
Fonte: Adaptado de NASA (2021)

Vale ressaltar que os sistemas citados acima têm seus escopos bem definidos, mesmo assim existe uma enorme interdisciplinaridade no funcionamento de um foguete já que é um sistema com peso extremamente restrito. Como exemplo, a posição do centro de massa de um foguete, que em primeira instância seria

responsabilidade de Estruturas, sofre mudança de posição por conta da queima dos propelentes o que é definido e calculado por Propulsão, que também é uma condição de entrada para a equipe de aerodinâmica já que essa posição influencia na estabilidade do foguete.

## 1.2 FOGUETEMODELISMO NO BRASIL

As atividades científicas realizadas pelo INPE no início da década de 1960 abriram portas para a colaboração internacional, culminando com a realização do Segundo Simpósio Internacional de Aeronomia Equatorial (SISEA) em 1965, uma parceria com a NASA, e a 17ª reunião do Comitê internacional de Pesquisa Espacial (COSPAR) em 1974. (INPE, 2021)

Essa cooperação proporcionou uma estratégia de capacitação da pesquisa do INPE, que pôde ser vista na primeira reunião nacional de clubes espaciais marcada nesse mesmo ano e realizada em São José dos Campos, no Instituto de Atividades Espaciais (IAE), hoje Instituto de Aeronáutica e Espaço. Este encontro foi um dos marcos iniciais da atividade no Brasil, com a formação de clubes espaciais no país como disse Paulo Gontran, considerado um dos pioneiros da atividade. (IFRS, 2017)

Isso culminou em dezenas de iniciativas, equipes e competições, incluindo a Mostra Brasileira de Foguetes MOBFOG (OBA, 2023) e a Competição Brasileira Universitária de Foguetes COBRUF (COBRUF, 2023) entre muitas outras e sempre com apoio da Agência Espacial Brasileira (AEB, 2021) para que o desenvolvimento e lançamento de foguetes experimentais tenham o devido fomento e regulamentação.

De acordo com a definição do Ministério da Educação (2017):

“Os foguetes, amadores ou profissionais, são plataformas técnico-científicas de amplo uso. Aplicam-se neles vários conhecimentos de engenharia de várias áreas, entre elas, a elétrica, com destaque. Outras são as engenharias química, de materiais, mecânica, da computação, de controle, cartográfica, só para citar algumas, além das Ciências Puras, como física, matemática, biologia, e aplicadas, como meteorologia, medicina, astronomia, farmácia etc.”

### 1.3 METODOLOGIA

Como metodologia para o projeto primeiramente foi feita uma revisão teórica do assunto de propulsão de foguetes, SUTTON (2016), e de atomizadores e sprays, LEFEBVRE (2017). Assim as motivações para as escolhas feitas durante o texto virão dessa revisão e de outras bibliografias obtidas durante a fase de execução do objetivo do trabalho.

A parte de revisão de bibliografia tem como objetivo criar uma bagagem teórica e referencial para trabalhos futuros e servir de base para as decisões do modelo e simulação. Além da análise das duas bibliografias o trabalho pretende pegar o método de projeto de um injetor, proposto por REZENDE (2014) e testado experimentalmente por NARDI (2015).

A partir desses resultados esse trabalho se propõe a produzir um ferramental teórico, uma metodologia de projeto e, através de um modelo de CFD, uma metodologia de análise numérica para checar se é possível escolher um modelo de turbulência e criar geometria e malha que sirvam para criar mais um passo entre a parte analítica e a fase de criação de um item ou protótipo para retirada de curva de funcionamento de um injetor de oxidante para um motor a propelente híbrido.



## 2 REFERENCIAL TEÓRICO

A seguir segue o desenvolvimento do ferramental teórico para embasar o projeto e motivar suas decisões de acordo com as referências escolhidas SUTTON (2016) e LEFEBVRE (2017).

### 2.1 SUTTON - PROPULSÃO DE FOGUETES

A palavra propulsão tem origem no latim *propulsus*, que deriva do verbo *propellere*, composto por *pro* (adiante) e *pellere* (empurrar). *Propellere* significa literalmente "empurrar para frente" ou "lançar adiante". A partir dessa raiz latina, a palavra propulsão foi formada para descrever o ato ou o processo de impulsionar, lançar ou mover algo para frente, especialmente em relação a veículos, máquinas ou sistemas que geram força para se propulsionar ou propulsionar algo.

"O processo de propulsão visa o estado de movimento ou de repouso de um corpo, sendo possível operacionalizá-lo por meio de diferentes métodos." (LEITE, 2016)

Na engenharia um dos usos da palavra propulsão é realizado na propulsão a jato que envolve a aceleração de um veículo através da ejeção de massa, graças a terceira lei de Newton. Esses propulsores a jato são as turbinas de avião e os foguetes que, através da combustão química, geram gases a altas pressões e temperaturas os expõem através de um bocal gerando empuxo.

Turbinas de avião aspiram ar externo, o comprime e o mistura injetando combustível para através de uma centelha gerar combustão. Essa combustão gera gases a alta pressão e temperatura que então é acelerado e expelido através de um bocal para gerar empuxo. Esse tipo de propulsor a jato é denominado como aspirado.

Em contrapartida os foguetes e veículos espaciais no geral não são beneficiados pela aspiração ou uso de um fluido externo já que no caso de operação fora da atmosfera não existe oxidante a ser aspirado, definindo assim a propulsão a jato não aspirada, precisando carregar seu oxidante além do combustível.

A fonte de energia principal em propulsão de foguetes vem da combustão química, existindo outras fontes de energia para diferentes tipos de veículos que usam

desse tipo de propulsão, não fazendo parte do escopo desse trabalho (radiação solar e reação nuclear). Sendo assim, altas temperaturas e pressões liberadas da combustão do par combustível e oxidante são a fonte primária de energia para a propulsão de um foguete. A reação química ocorre na câmara de combustão e os gases gerados são acelerados através de uma tubeira supersônica, na maioria dos casos, já que alguns motores utilizam aceleração magnética de moléculas ou átomos carregados, por exemplo. Esse processo gera o produto principal, que é a conversão desse potencial energético em energia cinética, na forma dos gases que são ejetados para gerar o empuxo (SUTTON, 2016).

### 2.1.1 Propulsão Química

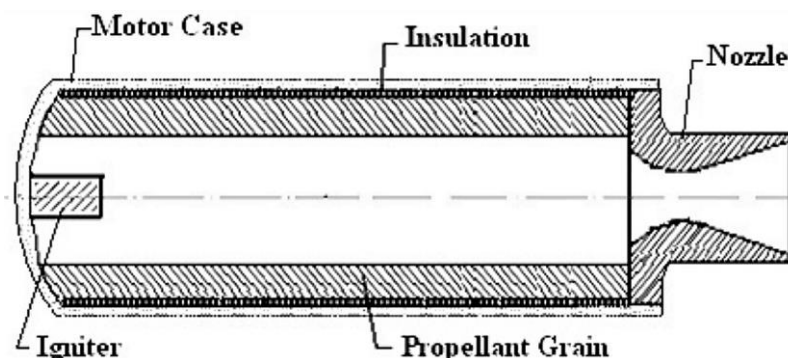
Essa forma de propulsão envolve a combinação controlada de combustível e oxidante, que são altamente reativos, gerando gases quentes em alta pressão. Esses gases são então expelidos pelo bocal, impulsionando o foguete. A fase em que se encontram os propelentes define o tipo de motor: sólido, líquido (podendo ser gases) e híbrido, que combinam um propelente sólido com um líquido ou gás.

#### 2.1.1.1 Motores a propelente sólido

Os motores de foguete de propelente sólido oferecem simplicidade, confiabilidade e implementação rápida devido ao baixo número de peças móveis. No entanto, eles requerem medidas de segurança rigorosas e atenção às condições de armazenamento. Esses motores possuem parâmetros definidos durante o projeto para sua queima em operação, uma vez que armazenam seus propelentes de maneira íntima em uma matriz sólida (que, muitas vezes, é um dos propelentes) já dentro da câmara de combustão. Essa combinação é chamada de grão e, quando é aceso, a frente de chama gerada é alimentada pelo próprio grão que possui os dois componentes necessários para sustentar a queima, combustível e comburente, dificultando o apagamento até que o combustível se esgote.

Com precauções adequadas, esses motores podem ser guardados por quase 30 anos, tornando-os valiosos para aprendizado e experimentação em ambientes

educacionais. Além disso, oferecem um desempenho aprimorado em motores menores devido à quantidade concentrada de energia química disponível em um volume reduzido (ANDERSSON, 2019)



**Figura 2 - Componentes de um motor a propelente sólido**  
 Fonte: TOLA (2016)

De acordo com TOLA (2016) um motor de foguete a propelente sólido é composto pelos equipamentos apontados na Figura 2 e descrito abaixo:

- *Motor Case* – Basicamente a estrutura externa da câmara de combustão, tem como função principal resistir à pressão e à temperatura da queima dentro da câmara de combustão além de alocar os demais componentes;
- *Insulation* – Revestimento que protege termicamente o *casing* do motor, pode também revestir outros componentes ou até partes do grão para controle da queima;
- *Igniter* – Ignitor que possui a carga térmica necessária para dar início a queima do grão propelente;
- *Nozzle* – Tubeira convergente-divergente que, por conta dessa geometria e seu design, acelera os gases a altas velocidades (podendo até romper a barreira do som);
- *Propellant Grain* – Grão Propelente é como se chama a carga sólida do motor que é queimada para geração de gases a alta pressão e temperatura.

Dito isso, dos motores químicos os que usam propelentes sólidos possuem o maior desempenho em função do volume sendo soluções mais compactas e precisando de menor peso para armazenamento. Esses motores são usados como motor auxiliar (*booster*), primeiro estágio de uma missão em que o foco é aumentar ao máximo o impulso do motor.

#### 2.1.1.2 Motores a propelente líquido

Motores de foguete de propelente líquido oferecem diversas vantagens, como alto impulso específico, capacidade de controle, reutilização e exaustão não tóxica dependendo do par propelente. No entanto, também apresentam desvantagens, como complexidade de projeto, desafios no manuseio de propelentes criogênicos e aumento de peso para algumas aplicações. Sendo assim, a escolha desse sistema de propulsão deve ter por parte dos projetistas um excelente entendimento dos requisitos específicos da missão e balancear desempenho, confiabilidade e as considerações operacionais.

A Figura 3 apresenta os principais componentes de um motor de foguete a propelente líquido.

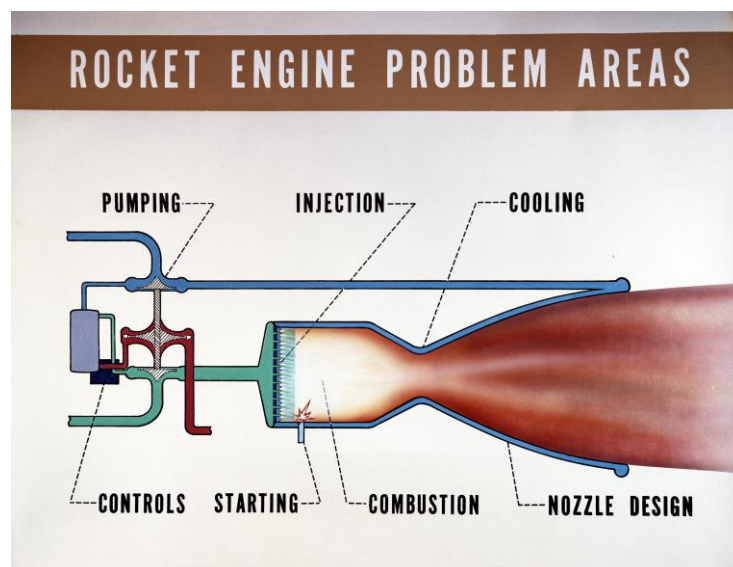
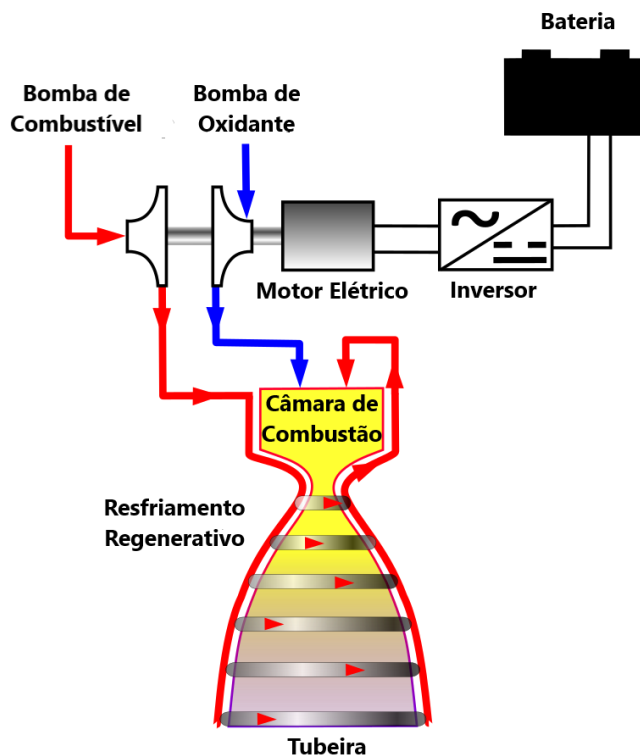


Figura 3 – Componentes de um motor a propelente líquido  
Fonte: GLENN RESEARCH CENTER (2018)

Com exceção dos tanques de propelentes e das linhas de injeção que estão a montante do que é apresentado na Figura 3 os principais sistemas presentes em um motor a propelente líquido são descritos abaixo (que apresenta o caso específico de um ciclo que usa turbobomba):

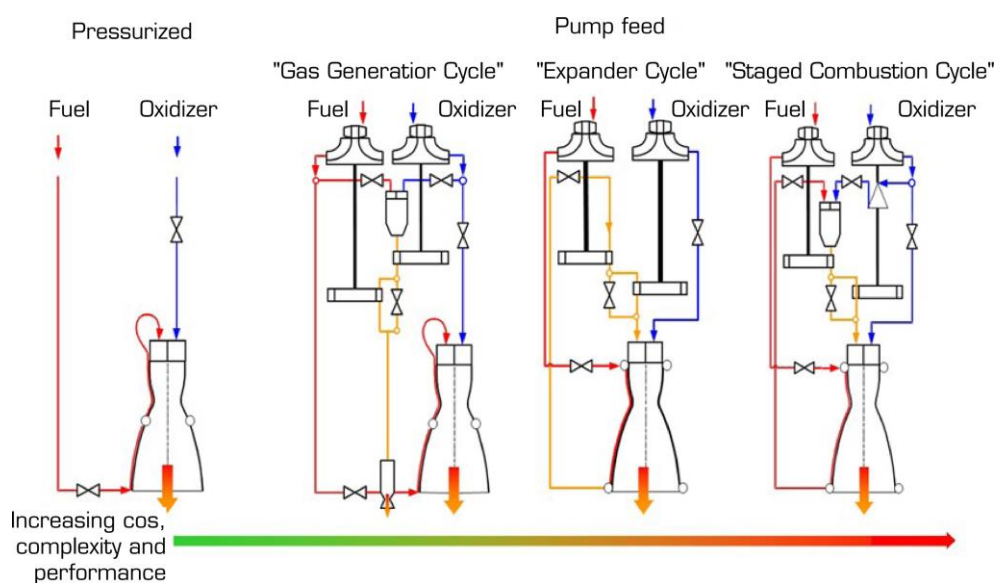
- *Pumping* – Seguindo o fluxo normal de propelente o primeiro componente seriam as bombas que pressurizam os fluidos para injeção na câmara de combustão;
- *Cooling* – No caso desse exemplo temos resfriamento regenerativo, então um dos propelentes é bombeado pelas paredes da câmara e tubeira para que ajude a manter a temperatura do material dentro da sua faixa de operação;
- *Injection* – Conjunto de injeção, responsável por controlar e reduzir o fluido em gotículas do mínimo tamanho possível para facilitar a mistura e a queima da mistura combustível-oxidante;
- *Starting* – Ignitor responsável pela ignição da mistura de propelentes;
- *Combustion e Nozzle Design* – Tubeira convergente-divergente que se aproveita do fluxo de fluido engasgado para acelerar os gases o máximo possível, transformando o máximo de energia química em cinética.
- *Controls* – De maneira separada do que seria o escopo do trabalho essa é a parte de controles que traz sensores e a eletrônica para que as válvulas e bombas sejam operadas de maneira a otimizar a queima de acordo com a missão desejada.

Os componentes levantados acima são os que comumente fazem parte do sistema de injeção de um motor a propelente líquido. Essa pressurização dos gases costuma ser feita através de gases inertes ou combustão de parte dos gases para que se acionem turbobombas. Como alternativa ao uso desses ciclos de operação, o uso de bombas movidas por um motor elétrico e carregado por baterias que subiriam junto do foguete durante o voo pode ser escolhido, ver Figura 4.



**Figura 4 – Foguete a propelente líquido com injeção por bomba elétrica**  
 Fonte: Adaptado de Wikipedia (2022)

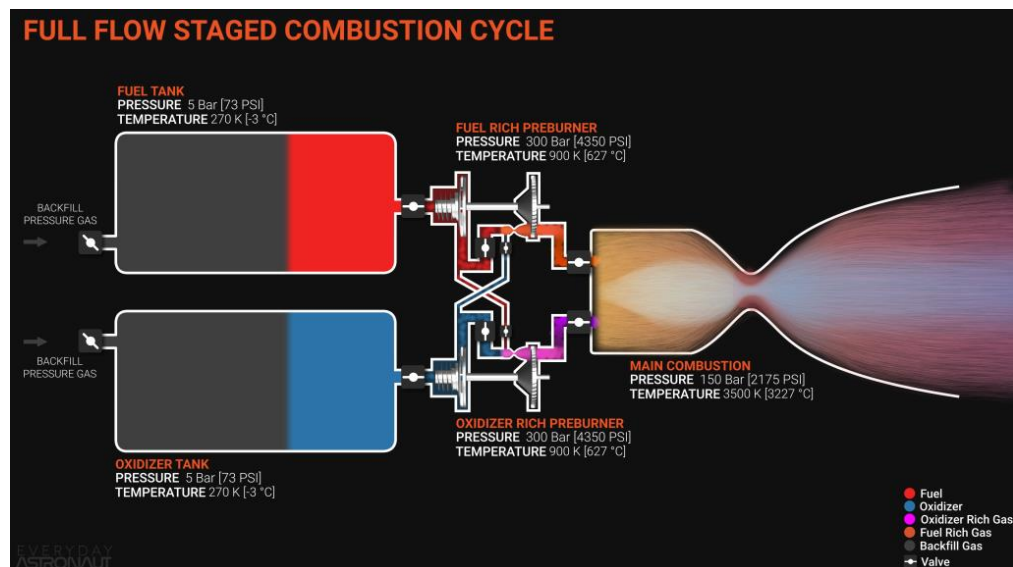
Esse sistema, como considerado uma máquina térmica, realiza ciclos termodinâmicos que permitem que a combustão interna do combustível se torne em propulsão, gerando, assim, o trabalho mecânico, conforme descrito na Figura 5.



**Figura 5 – Ciclos de pressurização de um foguete a propelente líquido**  
 Fonte: ALMEIDA (2021)

Como já citado e presente na Figura 5, apresenta-se um resumo dos ciclos de pressurização, tal que (SoftInWay, 2023; NASA, 2014):

- *Pressurized* – Esse sistema usa um gás inerte para fazer a pressurização e injeção dos propelentes;
- *Gas Generation Cycle* – Possui uma pequena câmara de combustão secundária que queima parte dos propelentes na entrada para geração de gás para acionar as turbinas das turbo-bombas;
- *Expander Cycle* – Esse ciclo usa da energia térmica incorporada no processo de resfriamento regenerativo ao fluido para acionar a turbina das bombas de oxidante e combustível;
- *Staged Combustion Cycle* – Os propelentes são queimados em uma pré-câmara fora da razão de mistura esperada para que o propelente em excesso venha da saída da turbina junto dos gases de queima para ser injetado na câmara de combustão primária. Pode ser usado queimando um em excesso ou os dois como mostra a Figura 6



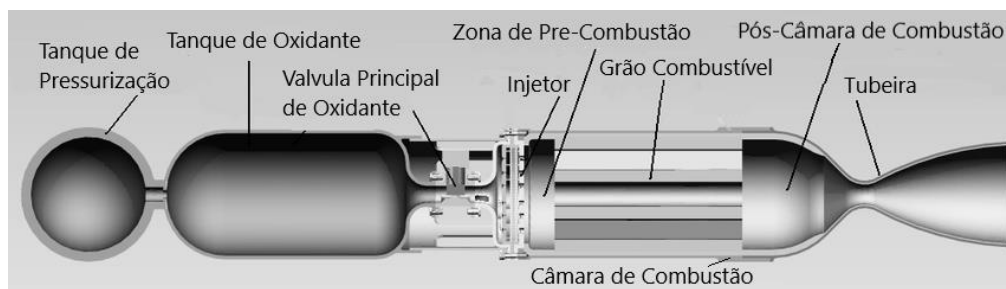
**Figura 6 – Ciclo de combustão de estágio completo**  
Fonte: Adaptado de Everyday Astronaut (2022)

Assim, por conta do controle e duração da queima, bem como o seu maior desempenho, os motores a propulsão líquida são os escolhidos para a maioria das

missões em que a inserção do veículo ocorre a partir da órbita baixa pelo desempenho e precisão.

### 2.1.1.3 Motores a propelente híbrido

Finalmente juntando-se alguns dos benefícios de cada tipo de motor citado acima, chegam os motores a propelente híbrido. Como pode ser visto na Figura 7 os componentes chave dos tipos de motores anteriores estão presentes no motor a propelente híbrido sendo eles tanques e sistema de tubulação, pressurização e injeção do motor de propelente líquido com a câmara e grão propelente do motor de propelente sólido. O motor da foto é o chamado híbrido convencional, onde o combustível se apresenta na fase sólida e o oxidante na líquida



**Figura 7 – Componentes de um motor a propelente híbrido**  
 Fonte: Adaptado pelo autor de SURMACZ (2009)

Assim sistemas de propulsão híbridos têm como vantagens (KHATTAB, 2011):

- Segurança aprimorada por seus propelentes possuírem distância física e de fase diminuindo em muito o risco de explosão acidental e os modos de falha, além disso a estocabilidade do combustível é bem mais segura quando comparada com o grão bipropelente (dos motores sólidos) ou combustíveis voláteis;
- A sensibilidade do desempenho em frente a falhas na confecção do grão é nula já que não há mistura íntima dos reagentes de queima como no caso do grão bipropelente e a pré-câmara de mistura desse tipo de motor em sua modalidade convencional impede o contato direto do oxidante em



sua forma pura com qualquer imperfeição no grão, que geraria uma frente de queima adicional e aumento de pressão acima do projetado;

- O funcionamento é mais confiável dado que as partes móveis e de atuação são reduzidas somente a injeção da fase líquida, simplificando e muito a operação e tornando-a mais replicável;
- A capacidade de mudar o empuxo permite o uso em missões de maior complexidade e oferece a possibilidade de usar os propelentes de maneira mais controlada e eficiente;
- A matriz sólida permite a introdução de aditivos que podem melhorar o desempenho do motor;
- Possuem certa amigabilidade quando o assunto são os gases de exaustão que costumam ser não-tóxicos (oxigênio e hidrocarbonetos);
- Pela segurança de operação, complexidade razoável e manufatura mais simples o sistema oferece um custo de operação mais baixo que outras alternativas;

No entanto, eles apresentam desafios, como variação na razão de mistura e impulso específico, geometrias de combustível complexas demais para compensar a baixa vazão de gases, formação de resíduos no final da queima, câmaras de combustão maiores afetando a razão entre massa inerte e massa de propelentes, flutuações de pressão e balística interna complicada que influenciam diretamente o desempenho do motor gerando grandes perdas. Apesar disso, os híbridos se beneficiam dos avanços em foguetes líquidos e sólidos e têm potencial para diversas aplicações espaciais e comerciais além de ser de longe a opção mais segura já que separa, além de fisicamente, por fase da matéria os propelentes evitando acionamentos acidentais. (KHATTAB, 2009)

### 2.1.2 Empuxo e Desempenho do Sistema

Empuxo é a força produzida pela ejeção dos gases de combustão e pela diferença de pressão entre o interior da câmara de combustão e a pressão ambiente. Essa força é resultado dos efeitos do gradiente de pressão e da variação da quantidade de movimento que atuam na estrutura do conjunto tubeira câmara de

combustão provenientes da energia interna dos propelentes que geram calor e pressão e da tubeira que acelera e expande esses gases e os ejetam a velocidades supersônicas, respectivamente.

Observando a equação do empuxo apresentada na Equação 1, a vazão mássica de gás ejetado uma das grandezas que rege esse valor (considerando vóo para um mesmo valor variação entre pressão na saída e no ambiente externo):

$$\text{Equação 1} \quad F = \dot{m} v_2 + (p_2 - p_3)A_2$$

- $F$  – Força de empuxo;
- $\dot{m}$  - Vazão mássica dos gases ejetados;
- $v_2$  – Velocidade na saída do bocal;
- $p_2$  – Pressão dos gases na saída do bocal;
- $p_3$  – Pressão do ambiente externo;
- $A_2$  – Área da saída do bocal;

Impulso específico representa a razão entre o empuxo gerado e a quantidade de gás expelido (geralmente em massa ou vazão mássica). Tem caráter de suma importância, pois funciona como uma medida do desempenho do sistema propulsivo que está sendo projetado/estudado e é facilmente aplicável a diferentes sistemas, sendo um número maior um sinal de um maior desempenho. Apesar disso, nem sempre um valor maior dessa grandeza indica um sistema melhor já que a quantidade e a forma de entrega desse impulso influenciam na missão, por exemplos motores para missões interplanetárias possuem  $I_{sp}$  alto, mas tem a característica de queimas longas e de baixo empuxo que não serviria para o lançamento de um satélite.

Como pode ser visto na Tabela 1 com destaque para os motores químicos com propelentes sólido, líquido ou híbrido com valores menores de impulso específico, 200-468 segundos, já que trabalham com empuxos de centésimos a dezenas de vezes o valor do peso total com queimas durando segundos ou até minutos enquanto os motores que geram empuxo usando forças eletromagnéticas trabalham por semanas e até anos por gerarem razão empuxo-peso de décimo de milésimo, por exemplo o que acelera íons eletrostaticamente por Efeito Coulomb e que geram impulsos específicos na faixa de 1310-7650 segundos (SUTTON, 2016).

**Tabela 1 – Faixas Típicas de Performance para Alguns Sistemas de Propulsão**

Tipo de Motor	IMPULSO ESPECÍFICO [s]	RAZÃO ENTRE EMPUXO E PESO	DURAÇÃO DA QUEIMA
Químico	200-468	$10^{-2}$ – 100	segundos / alguns minutos
Eletrotérmico	280-800	$10^{-4}$ - $10^{-2}$	dias
Eletromagnético	700-2500	$10^{-6}$ - $10^{-4}$	semanas
Efeito Hall	1220-2150	$10^{-4}$	semanas
Ion - Eletroestático	1310-7650	$10^{-6}$ - $10^{-4}$	meses / anos
Aquecimento Solar	400-700	$10^{-3}$ - $10^{-2}$	dias

Fonte: Adaptado pelo Autor de SUTTON (2016)

Dito isso, o valor do impulso específico serve de comparação para motores em um mesmo tipo de missão e tem seu valor calculado pela razão entre o impulso gerado pelos propelentes e a quantidade de massa de propelentes usada, calculada pela vazão mássica e usando a aceleração gravitacional ao nível do mar na Terra como nivelador desse valor, e por conta disso tem como unidade de segundo mesmo não sendo uma unidade de tempo, ver Equação 2.

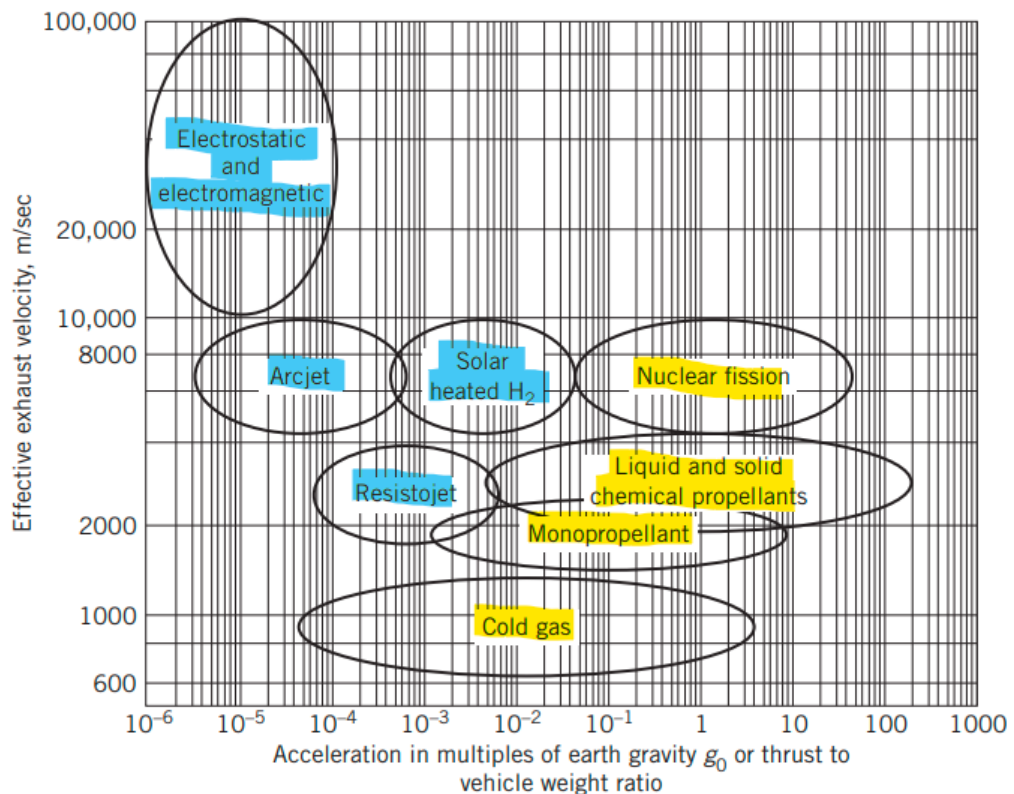
$$\text{Equação 2} \quad I_{sp} = \frac{\int_0^t F dt}{\int_0^t g_0 \dot{m} dt}$$

Outro parâmetro muitas vezes usado para auxiliar na avaliação do desempenho de um foguete é a velocidade efetiva 'c' dos gases sendo expelidos pela tubeira, que tem como valor teórico o produto entre o impulso específico e a aceleração da gravidade na superfície da Terra (Equação 3).

$$\text{Equação 3} \quad c = I_{sp} g_0 = \frac{F}{\dot{m}}$$

Basicamente, a velocidade característica é um valor experimental que pega a razão entre o empuxo médio medido durante a queima do motor e a vazão de propelentes, representando a velocidade com que os gases de expansão estariam deixando o bocal da tubeira caso a vazão mássica fosse constante. Representando um bom indicador do desempenho da montagem real do motor, já que mede quão bem o motor e seus componentes aproveitaram a energia química.

Como mais um ponto a se ressaltar sobre a aceleração dos gases e a vazão mássica dessa exaustão apresenta-se a Figura 8, que mostra a relação entre a velocidade efetiva de exaustão dos gases e o empuxo por peso do veículo (razão que denota o empuxo necessário). Como a velocidade de exaustão e o empuxo são proporcionais e o valor dessa razão de proporção é exatamente a vazão mássica, é possível ver a importância e a utilidade de ter um controle fino dessa vazão para diferentes tipos de missão considerando o objetivo em si de cada uma.



**Figura 8 – Gráfico plotando a Velocidade Efetiva de Exaustão x Razão Empuxo-Peso**  
 Fonte: Adaptado de SUTTON (2016)

Em azul são apresentados os sistemas que se beneficiam de valores baixos de empuxo e vazão mássica que usam energias eletromagnéticas para geração de empuxo.

*Arcjet* e *Resistojet* têm funcionamento similar ao aquecer um gás eletricamente através de um arco e uma resistência respectivamente enquanto o motor eletrostático/eletromagnético (*Electrostatic and Electromagnetic*) usa de forças eletromagnéticas para acelerar íons ou plasma. Esses dois sistemas não geram

grandes empuxos por limitações das fontes de energia elétrica que não tem desempenho bom o suficiente e acabam agregando muito peso motor ao sistema, além da baixa vazão mássica. O sistema que usa energia solar para aquecer gás hidrogênio (*Solar Heated H<sub>2</sub>*) ou simplesmente do momento dos raios solares em si (no caso das velas solares) sofre do mesmo problema sendo uma estrutura complexa demais para um sistema que tem pouca eficiência na transferência de energia para o propelente a ser expelido, com baixa vazão mássica.

No entanto esses sistemas compensam esse baixo empuxo com estruturas relativamente mais leves e trabalhando gerando empuxo por queimas muito longas (por dias e podendo chegar a anos) e que se beneficiam de acelerar o veículo no vácuo.

Em amarelo são mostrados os sistemas que compõem inserções para diferentes camadas da atmosfera, lançadores e motores de controle de atitude. De cima para baixo temos os sistemas: fissão nuclear; motores químicos bipropelente sólido, líquido ou híbrido; monopropelente; gás a frio. Esses sistemas se beneficiam de maiores empuxos ao oferecer um valor maior de vazão mássica por usarem energias químicas com maior eficiência do que as eletromagnéticas (excluindo o gás a frio que usa pressurização para acelerar seus gases) e geram maior empuxo com equipamentos mais leves trabalhando melhor por um tempo bem menor que os citados acima (segundos, minutos ou pulsos de fração de segundos) pois essa necessidade de vazões grandes para gerar impulso acabam gerando necessidade de uma economia mais responsável dos propelentes.

## 2.2 LEFEBVRE – ATOMIZAÇÃO E SPRAYS

Um aspecto crucial dos sistemas de injeção de combustível é a redução do tamanho médio das gotas. Gotículas de combustível menores contribuem para uma melhor relação entre volume e área de contato para troca de calor, garantindo uma combustão mais eficiente e rápida. Essa liberação de calor aumentada facilita a ignição ou "acendimento", resultando em um processo de combustão mais suave e estável. Além disso, gotículas menores ampliam a faixa de queima, permitindo uma combustão eficaz em uma variedade maior de proporções entre os propelentes

resultando também em concentrações mais baixas de emissões de poluentes nos gases de escape, promovendo a sustentabilidade ambiental.

Para garantir uma mistura eficiente, a escolha do padrão de pulverização é crucial em muitas aplicações. Padrões de pulverização cônicos ou planos são comumente utilizados para obter a dispersão desejada de gotículas. Um padrão de pulverização cônico proporciona um ângulo de dispersão mais amplo, facilitando uma melhor cobertura da zona de combustão e aprimorando a eficiência geral da combustão. Por outro lado, um padrão de pulverização plano é preferível em aplicações específicas que exigem uma distribuição precisa, como certos queimadores ou processos industriais que requerem posicionamento direcionado da mistura.

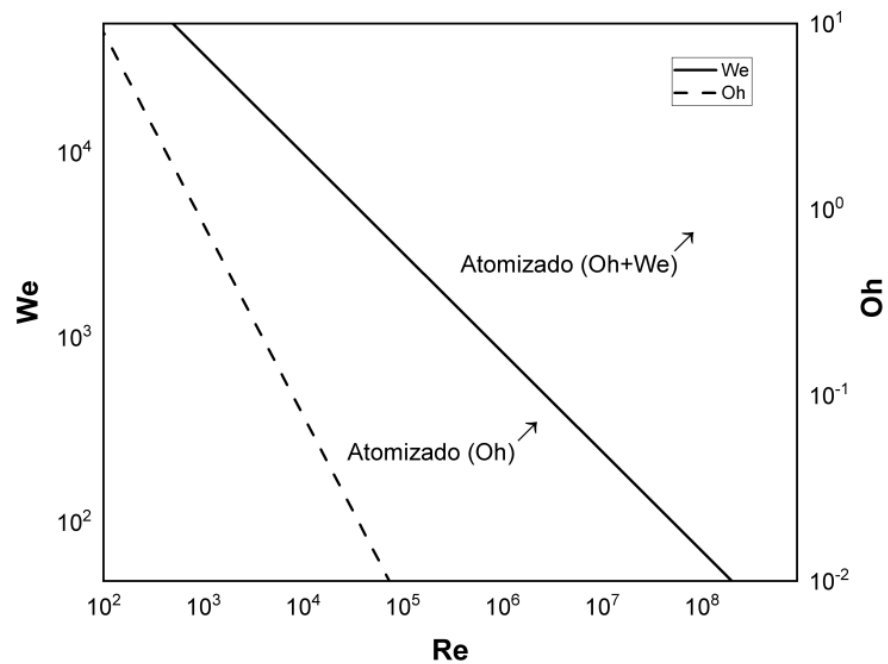
### 2.2.1 Atomização

No processo de atomização o objetivo é aumentar a superfície de contato do fluido injetado. Essa redução do jato de fluido em elementos cada vez menores (gotas) é dependente da relação entre as forças aerodinâmicas do regime de escoamento e a tensão superficial que possui três números que podem relacionar esse comportamento com variáveis de projeto.

A Figura 10 mostra como os parâmetros do fluido e regime de escoamento definem a atomização. O regime turbulento de escoamento é o mais recomendado para atomização por conta do valor de Reynolds que corresponde a esse regime no qual o fluido possui mais forças inerciais e menores forças viscosas inerentes, já que o adimensional é a razão entre essas duas forças (REHM, 2008). Ademais os outros dois adimensionais se referem as gotas formadas com Weber representando a razão entre força inercial (basicamente o arrasto) e tensão superficial e o parâmetro chamado Ohnesorge, que representa a razão entre a viscosidade e as forças para deformação de uma gota.

Equação 4	$Re = \frac{\rho v d}{\mu}$
Equação 5	$Oh = \frac{\mu}{\sqrt{\rho \sigma d}}$
Equação 6	$We = \frac{\mu v^2 d}{\sigma}$

Por conta disso que, nota-se o comportamento mostrado na Figura 9 com as linhas representando os valores críticos de atomização de  $We$  e  $Oh$  para diferentes números de Reynolds.



**Figura 9 - Regiões de transição de líquido atomizado e não atomizado em função de  $We$ ,  $Oh$  e  $Re$**   
**Fonte: GONTIJO (2022)**

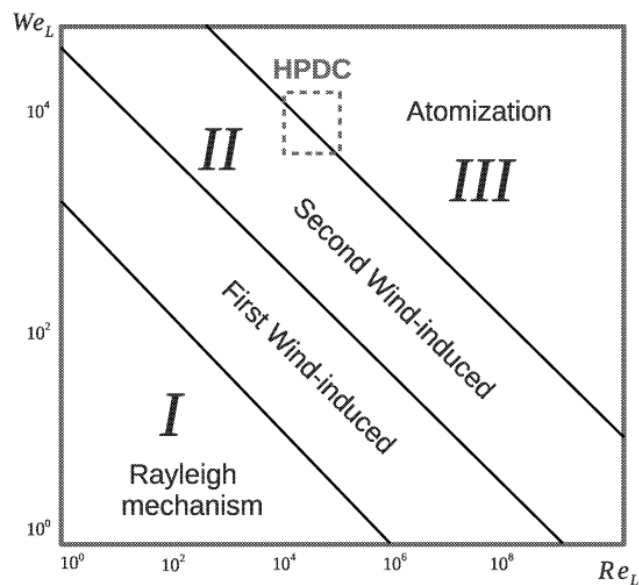
Esse comportamento onde existem duas transições com pontos de atomização críticos distintos (atomizado somente por conta do  $We_{crit}$  e por conta de  $We_{crit}$  e  $Oh_{crit}$ ) se dá por conta da evolução dos efeitos que predominam e que podem ser negligenciados no comportamento do fluido como descrito abaixo (LEFEBVRE, 2017):

- Primeiramente têm-se somente efeitos viscosos e o arrasto é negligenciado com a formação de bolhas se dando por conta da redução

de seção do jato por conta de oscilações, caracterizando gotas maiores que o diâmetro do jato (Rayleigh);

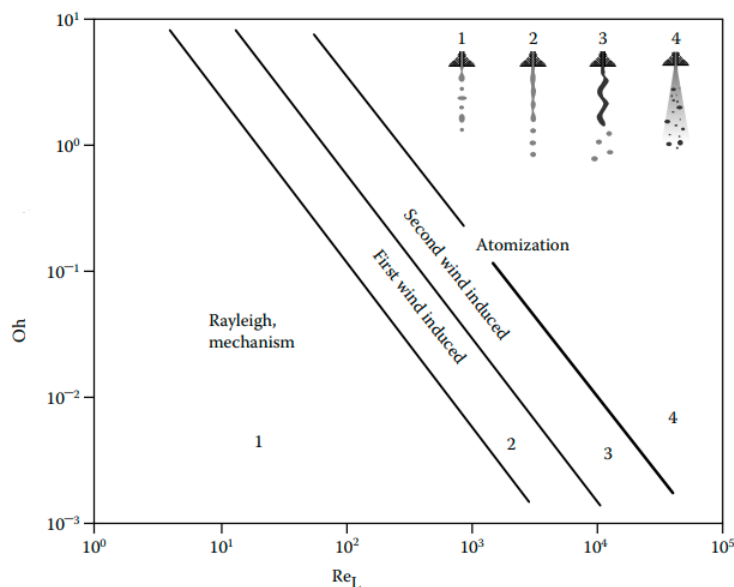
- Em seguida o efeito de arrasto aerodinâmico se faz presente de maneira moderada segurando as oscilações e gerando um jato mais contido e gotas mais próximas do seu diâmetro (*First Wind Induced*);
- As ondas geradas pelo arrasto começam a se tornar mais acentuadas superando as oscilações inerentes da tensão superficial presente na quebra de Rayleigh (*Second Wind Induced*);
- Por final tem-se atomização plena sem efeito predominante definido, provavelmente sendo uma combinação dos anteriores (*Atomization*).

A situação descrita acima é ilustrada na Figura 10 e na Figura 11, nas quais se apresentam os gráficos de  $We$  e  $Oh$  em função de  $Re$ .



**Figura 10 – Regimes de desintegração para Weber em função de Reynolds**  
**Fonte: SAEEDIPOUR, 2016**





**Figura 11 – Regimes de desintegração para Ohnesorge em função de Reynolds**  
**Fonte: LEFEBVRE, 2017**

### 2.2.2 Atomizadores

No geral um atomizador pega um fluido a alta velocidade e o introduz num ambiente com gás ou ar que se encontra a uma velocidade relativamente baixa. Assim o processo de atomização tem início, no qual essencialmente deseja-se usar da energia cinética imposta ao fluido a fim de vencer suas forças internas de coesão, fazendo com que se quebre em gotas cada vez menores.

No contexto de misturas combustível-oxidante, seja o oxidante ar ou algum com maior capacidade oxidante, a atomização representa grande aumento no desempenho. Diferente de misturas que envolvem gases os foguetes, que costumam usar propelentes líquidos para aumentar a densidade e reduzir o peso dos tanques de armazenamento, precisam durante a ignição e operação de seus motores uma entrada a mais de energia para conseguir evaporar as gotículas do propelente ou par propelente. Assim uma maior atomização e melhor distribuição desse fluido atomizado é de suma importância. (LEFEBVRE, 1985).

Para qualquer líquido o número de Weber representa perfeitamente esse processo, sendo esse número a razão entre as forças inerciais do fluido e sua tensão superficial. Portanto, maiores velocidades relativas geram forças de arrasto mais fortes para vencer a força de coesão favorecendo a atomização.

$$\text{Equação 7} \quad C_{arrasto} \frac{\pi D^2}{4} 0.5 \rho_A U_R^2 = \pi D \sigma$$

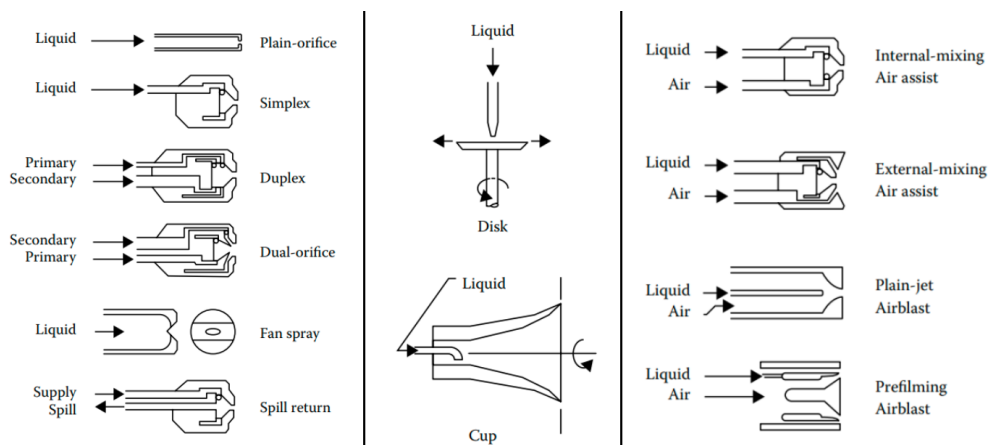
A Equação 7 acima mostra o ponto crítico em que uma gota de diâmetro D tem início ao processo de começar a se decompor, sendo então o valor do Weber definido pela forma mostrada na Equação 8 e representando o valor crítico em que a força de arrasto e a força da tensão superficial se igualam, com destaque ao valor da velocidade  $U_r$  que deve ser vencido para iniciar o processo de atomização e com o que foi definido na Equação 6:

$$\text{Equação 8} \quad We = \left( \frac{\rho_A U_R^2 D}{\sigma} \right)_{crit} = \frac{8}{C_{arrasto}}$$

Apesar dessa atomização possuir essa razão que oferece um norte acerca da qualidade da atomização, interações com o ar em combustão e efeitos viscosos também representam fatores nessa qualidade. A maioria dos casos têm turbulência no líquido, cavitação na saída do injetor e interações aerodinâmicas como fatores que favorecem a atomização.

### 2.2.3 Tipos de Injetores

Abaixo seguem a principal divisão dos tipos de injetores de acordo com o texto escolhido. Sendo pressurizando, colidindo, impondo movimento passivamente ou ativamente diversos são os métodos de gerar uma maior razão entre a energia cinética e a energia de coesão de um fluido. A Figura 12 apresenta em três colunas esses tipos: Pressão, Rotação e Assistido a Ar.



**Figura 12 – Tipos de injetores em colunas (Pressão, Rotação e Assistido a Ar respectivamente)**  
**Fonte: Adaptado de LEFEBVRE (2017)**

### 2.2.3.1 Atomizadores de pressão

Através da pressão de injeção em uma tubulação ou manifold, o fluido é forçado a passar por um orifício de menor diâmetro para assim ser acelerado e ter sua velocidade aumentada, melhorando assim a atomização. Essencialmente usa da conservação de massa para gerar um jato em alta velocidade e tem como exemplos orifício simples (como um chuveiro), simplex, duplex, e spray e em leque.

### 2.2.3.2 Atomizadores de rotação

Nessa modalidade de injetor o líquido é injetado por um elemento que gira e impõe assim ao fluido aceleração e velocidade radiais para que se vença as forças de coesão do fluido em si. Diferente dos injetores pressurizados os de rotação tem como característica a capacidade de variar seu nível de injeção variando não só a pressão no injetor, mas como a velocidade do elemento em rotação.

### 2.2.3.3 Atomizadores assistidos com ar

Essa versão tem como funcionamento, além da injeção sob pressão do fluido, o uso de um gás em altas velocidades que se choca contra o fluido injetado para que ocorra a atomização. Nesse caso seu uso é mais recomendado para fluidos saindo

em formato de um leque cônico e podem ser realizados ou com o fluxo de pouco ar a velocidades altíssimas ou de muito ar em velocidades menores, dependendo do requisito do projeto em questão.

#### 2.2.4 Fatores que Influenciam a Atomização

Qualitativamente uma boa atomização é definida pelo comportamento das propriedades físicas da fase dispersa, representada pelo líquido sendo atomizado, e a fase contínua, basicamente o meio onde as gotas são inseridas.

Essas características buscadas têm valores diferentes para cada tipo de aplicação e cada tipo de atomizador específico, mas são compartilhadas por todas as modalidades e são fatores que resultam em diferentes valores que definem o desempenho de um atomizador: Distribuição de Gotas (e.g. dispersão, penetração entre outros) e Tamanho de Gotas (com inúmeros valores analíticos para tentar avaliar seu valor). Entretanto, por conta da enorme variabilidade e caráter empírico desses indicadores de desempenho bem como a extensão de conteúdo sobre o foco fica nos fatores que podem ser controlados em projeto e na avaliação desses fatores na definição do sistema escolhido.

Esses fatores que são ligados não a algo mensurável durante operação para definir a qualidade da atomização como mencionado acima, mas sim a fatores intrínsecos ao sistema escolhido sendo decisões que guiam o projeto. Dito isso para o escopo desse projeto os fatores levados em conta devem ser as propriedades físicas do líquido atomizado e as condições do ambiente onde será atomizado. Sendo assim excluído fatores de geometria e configuração dos injetores já que é o dado de saída desse estudo.

##### 2.2.4.1 Propriedades do Líquido

As principais propriedades do líquido que influenciam a atomização são: densidade, viscosidade e tensão superficial. Das três propriedades a densidade do fluido é a de menor influência na atomização considerando a gama de experimentos feitos e a resposta que sua variação representa, mas apesar disso vemos a densidade

aparecer no número de Weber e de Reynolds, mostrando que seu valor precisa de fato ser levado em conta.

Falando em número de Weber, um dos métodos de definir o spray do atomizador em si é observar o aumento da área superficial do líquido, que começa como a superfície (usualmente cilíndrica) do fluido que sai do bocal e termina como a área superficial de cada gota após o líquido atomizado. Assim se chega à influência da tensão superficial que representa a força que resiste a formação de mais área superficial ou a energia mínima necessária para atomização (tensão superficial multiplicada pelo aumento de área superficial do fluido) e aparece como denominador no número de Weber, como visto na Equação 6 e na Equação 8, sendo esse adimensional um bom parâmetro para relacionar o projeto com dados de tamanho das gotas.

Já a viscosidade aparece como o fator de maior importância a atomização. Não sendo tão influente quanto a tensão superficial no que diz respeito a atomização em si, a sua influência vem na forma do efeito que tem na distribuição das gotas e na forma e vazão do spray criado. Como dito para a densidade do fluido a principal influência da viscosidade é no número de Reynolds com um líquido mais viscoso gerando menores valores do adimensional, diminuindo a turbulência e prejudicando a atomização retardando assim a formação de gotas e gerando gotas maiores.

Ademais como o líquido tem interface com as superfícies de injeção (i.e., tubulação e saída do bocal) alguns efeitos como mudanças no padrão do spray como já mencionado e possível aumento da vazão pelo acúmulo de fluido na saída do injetor gerando aumento da área efetiva de vazão (esse efeito tem um valor máximo já que a vazão cai com aumento da viscosidade). Em suma, a viscosidade pode ter seu efeito resumido a uma relação inversa entre seu aumento e qualidade da atomização já que perdas viscosas roubam a energia necessária para atomização.

#### 2.2.4.2 Condições do Ambiente

No que concerne ao comportamento do injetor os principais fatores do ambiente injetado são a temperatura e a pressão. Essencialmente, principalmente no caso em que existe reação química atrelada a atomização, temperatura e pressão são essenciais para definir tanto a interação das gotas com os gases de reação quanto de

como esses gases influenciam a distribuição dessas gotas e, portanto, para diferentes aplicações essas influências variam. Alguns exemplos são:

- Motores a diesel têm condições de temperatura e pressão alcançando níveis críticos e supercríticos;
- Injetores em turbinas a gás encontram gases reagentes turbilhonando e recirculando com elevada turbulência;
- Fornos Industriais têm um ambiente com alta temperatura e alta recirculação.

Entretanto, ainda existem variações por conta do tipo de injetor escolhido e as aplicações mostradas acima não chegam nem perto de todas as possíveis para um atomizador, porém por conta do objetivo do trabalho foco maior para as opções escolhidas será dado no decorrer do texto.

### 3 MOTORES HÍBRIDOS

Motores de Foguete com Propulsão Híbrida - MFPH – foram os escolhidos para serem o foco deste trabalho por conta, principalmente, do fator segurança atrelado à separação física e por fase dos propelentes que evita acionamento acidental.

Ademais, as vantagens dos outros dois tipos de propulsão são combinadas no sistema chegando a seu desempenho relativo dado a comparação. Como esperado a reduzida complexidade do sistema e o baixo custo trazidos dos motores a propelente sólido e o controle de empuxo dos motores a propelente líquidos geram um desempenho na forma do impulso específico do sistema híbrido que cai perfeitamente entre as duas modalidades – entre 300 e 400 segundos para os líquidos, entre 200 e 270 segundos para os sólidos e 275 e 350 segundos para os híbridos (GOMES, 2012).

Abaixo segue uma matriz de decisão baseada na Figura 11 que exemplifica a motivação da escolha sendo o melhor sistema o de maior nota. Portanto, os valores nas linhas que variam de 1 a 3 são a variação entre baixo, médio e alto dado o que seria mais benéfico ao fator isoladamente considerando desempenho, segurança, meio-ambiente e a infraestrutura esperada de um foguete a nível acadêmico (como por exemplo  $I_{sp}$  cresce em nota ao subir de baixo a alto enquanto a nota de geração de fumaça diminui ao subir de baixo a alto).

Tabela 2 – Matriz de Decisão do Sistema do Motor de Foguete

Fatores	Sistema		
	Sólido	Híbrido	Líquido
Isp	1	2	3
Fumaça	1	3	3
Segurança	1	3	1
Controle de Empuxo	1	3	3
Re-ignição	1	3	3
Custos	3	2	1
Complexidade - Sistema	3	2	1
Estocagem	3	3	1
Complexidade - Produção do Propelente	1	2	2
Sensibilidade à Temperatura	1	3	3
<b>Média</b>	<b>1,6</b>	<b>2,6</b>	<b>2,1</b>

Fonte: Gerada pelo Autor

	Sólido	Híbrido	Líquido
$I_{sp}$	Baixo	Médio	Alto
Fumaça	Alto	Baixo	Baixo
Segurança	Baixo	Alto	Baixo
Controle de empuxo	Passivo	Ativo	Ativo
Re-ignição	Não	Sim	Sim
Custos	Baixo	Médio	Alto
Complexidade	Baixo	Médio	Alto
Estocagem	Alta	Alta	Baixa
Complexidade de produção do propelente	Alta	Média	Média
Sensibilidade à temperatura	Alta	Baixa	Baixa

Figura 13 - Comparação de Sistemas de Motor de Foguete

Fonte: (GONTIJO, 2022)

Pode ser percebido que mesmo sem qualquer tipo de peso, as notas o motor híbrido já tem uma vantagem sobre os outros. Ademais, considerando-se maiores pesos (no caso foi considerado 3 para esses e 1 para os demais) para fatores que fariam mais sentido por serem as principais vantagens de um motor híbrido e a preocupação de seu uso a nível educacional - segurança, controle de empuxo, investimento baixo e construção mais simples (GOMES, 2012) - percebe-se uma maior relevância do sistema para um motor de foguete híbrido alcançando valor de 2,4 se comparado com sólidos e líquidos que recebem respectivamente 1,7 e 1,85 na matriz de decisão com média ponderada.



Obviamente o motor híbrido possui suas desvantagens. Um fator de grande importância que seria o peso do sistema em si e o empuxo que ele gera não foi considerado por ser uma métrica específica para cada missão que possui um objetivo de carga paga, apogeu e outros parâmetros que seriam influenciados por esses valores, além do objetivo que se pretende com o motor a ser projetado que também muda o que se espera do sistema, como motores para controle de atitude, *boosters* etc. Além disso, existem as fraquezas inerentes ao sistema como ineficiências na combustão e baixas taxas de regressão, mas esses pontos podem ser delegados a falta de estudo do assunto, inclusive existem alternativas na geometria do grão e de materiais de adição que se propõem a diminuir essas fraquezas.

### 3.1 PROPELENTES

Como já extensamente comentado e demonstrado neste trabalho os propelentes de um motor híbrido se apresentam em fases distintas. Na sua forma convencional o MFPH tem o combustível na forma sólida e o oxidante na forma de fluido (gás ou líquido), existindo raros casos de motores que invertem a forma dos propelentes.

#### 3.1.1 Combustível

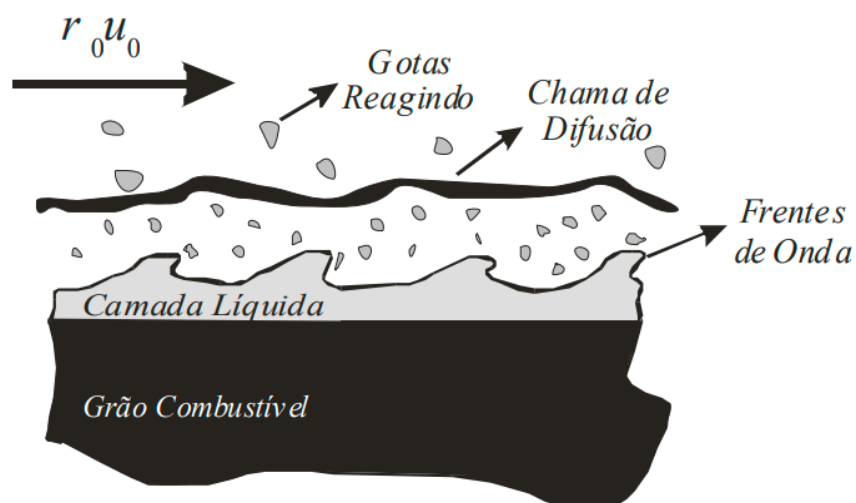
No histórico dos motores híbridos convencionais o combustível vem na forma de sólido com o seu uso tendo como principal alternativa hidrocarbonetos e polímeros. Os primeiros avanços na tecnologia foram feitos com uma espécie de gasolina semissólida misturando a própria gasolina com uma forma da resina de pinheiro comumente chamada de breu, pez-loiro ou colofónia, com os avanços seguintes buscando componentes sintéticos com comportamento mais previsível e projetável na forma de polímeros (i.e., polietileno e acrílico) (SURMACZ, 2009).

No entanto dois desses combustíveis acabam sendo de maior interesse quando se fala de desempenho. O Polibutadieno Líquido com Terminação Hidroxílica (com sua sigla em inglês sendo HTPB) é comumente usado em motores híbridos com o óxido nítrico, mesmo seu uso principal ainda sendo como agente aglutinante para

mistura de propelentes em motores sólidos funcionando com papel primário de servir de matriz para o par combustível e oxidante desejado para o motor e o benefício de atuar como combustível também na queima.

Em contrapartida, uma alternativa é o uso de hidrocarbonetos solidificados, como semissólidos, criogênicos e sólidos. Hidrocarbonetos mais leves teriam de ser congelados ou combinados com outros elementos para alcançar a fase sólida em temperatura ambiente o que proporciona bom comportamento durante a queima pois a superfície do grão é mais facilmente atomizada e adicionada a chama da combustão, além de terem maior conteúdo de hidrogênio e menor massa molecular o que proporciona uma maior aceleração de uma quantidade considerável de massa na forma de hidrogênio não combinado nos gases de exaustão (THAPA, 2023; SUTTON, 2016).

Nessa mesma via parafinas são muito usadas pois possuem baixo ponto de fusão ocasionando maior transferência de massa e energia da face do grão para a chama da combustão favorecendo maiores taxas de regressão, fator que é um grande obstáculo a ser vencido no avanço desses motores (SURMACZ, 2009). Esse comportamento pode ser visto na Figura 14, que apresenta como o grão combustível ao derreter gera uma frente de onda que desprende gotas que são mais facilmente incorporadas e reagem melhor com a chama de difusão.



**Figura 14 – Modelo do Processo de Queima da Parafina**  
**Fonte: Adaptado de CANTWELL (2010)**

### 3.1.2 Oxidante

A outra parte do par propelente tem a função de fornecer o potencial oxidante a reação química de combustão necessária para liberação de calor. No geral os oxidantes mais usados são os mesmos de um motor líquido: oxigênio  $O_2$  (gasoso ou líquido), peróxido de hidrogênio  $H_2O_2$ , tetróxido de nitrogênio  $N_2O_4$ , óxido nitroso  $N_2O$  e flúor (BERTOLDI, 2009).

Dos propelentes citados acima existem os que são prontamente reprovados para uso universitário por sua toxicidade, estocabilidade e obtenção. Por exemplo o oxigênio precisa de estrutura para mantê-lo criogenicamente estocado além das linhas de injeção que incorporam peso e complexidade para manter o fluido a baixas temperaturas. Além disso tem-se o peróxido de hidrogênio, tetróxido de nitrogênio e flúor que são tóxicos e complicam o manuseio e estocabilidade ( $H_2O_2$  e flúor) ou geram gases de exaustão tóxicos ( $N_2O_4$ ) gerando danos ao ambiente após a queima. (VON DOEHERN, 1966; GALL, 1957).

Apesar de não serem exatamente os que têm o maior desempenho no que diz respeito ao que se espera de um oxidante, que seria fornecer quantidades consideráveis de halogênios pela grande reatividade desses elementos, a maioria dos estudos trabalham com o óxido nitroso e o peróxido de hidrogênio (VALLURI, 2019).

### 3.1.3 Escolha dos Propelentes

O combustível e o oxidante foram escolhidos com base com o que foi levantado nas seções 3.1.1 e 3.1.2. Por conta do estudo já avançado no assunto, especialmente no Brasil, a opção escolhida foi a parafina com ou sem aditivos e Óxido Nitroso (BERTOLDI, 2009; CARVALHO, 2020; BOUZIANE, 2021; NASCIMENTO FILHO, 2021).

A parafina como foi citado anteriormente tem a capacidade de aumentar consideravelmente a taxa de regressão do grão combustível possibilitando assim uma maior vazão mássica para e na chama de combustão o que favorece maiores valores de empuxo e de impulso específico para uma mesma quantidade de grão quando comparado aos grãos que não se liquefazem durante a queima. Além disso existem aditivos que favorecem esse desempenho, inclusive de origem animal – sebo de boi no caso de Câmara (2013) e cera de abelha e banha de porco no texto de Lyne (2005) - podendo reduzir o custo de confecção a nível acadêmico e de danos ao meio-ambiente.

Já o oxidante escolhido foi o óxido nitroso pois, além de ser a opção que já tem na bibliografia estudos da sua combinação com as parafinas, em comparação com os outros oxidantes usados em motores híbridos como oxigênio e peróxido de hidrogênio, que adicionam complexidade na injeção, no caso do oxigênio líquido que precisa ser mantido criogênico, e nas medidas de segurança, que precisam ser mais rigorosas no caso do peróxido de hidrogênio que é altamente reativo como pode ser visto nas imagens abaixo. Abaixo a Figura 15 e a Figura 16 mostram alguns dados de segurança e manuseio desses materiais.

Oxidizer	NFPA 704 (safety) [95]	ADR (road transport)	IMDG (sea transport)	IATA (air transport)
LOX		allowed	allowed	forbidden
98% HTP		allowed	allowed	forbidden
N <sub>2</sub> O		allowed	allowed	allowed

**Figura 15 – Dados de segurança e transporte dos oxidantes citados**  
**Fonte: OKNINSKI (2021)**



**Figura 16 – Diagrama de Hommel explicado.**  
**Fonte: LRQ – USP**

Em suma, o óxido nitroso, além de ter a característica de, a temperatura ambiente, o mesmo poder ser armazenado na fase líquida na pressão de vapor, podendo assim ser o próprio pressurizante abrindo a possibilidade de simplificar as linhas entre o tanque o injetor eliminando a necessidade de uma bomba ou outro tanque com um pressurizante além disso, ele possui baixa toxicidade, baixo custo, propriedades de manuseio seguras e seus produtos de combustão são considerados “verdes” (NASCIMENTO FILHO, 2021). A Figura 17 também mostra alguns valores que dariam razão para escolher os outros oxidantes, mas como foi dito a escolha foi um alinhamento entre o desempenho e redução de diversas complexidades levantadas pelas outras opções.

Property	HP 90 wt. %	HP 98 wt. %	N <sub>2</sub> O	LOX
Active O <sub>2</sub> content [%]	42	46	36	100
Boiling point @ 1 atm [K]	414	422	185	90
Freezing point @ 1 atm [K]	261	270	182	54
Density @ <sup>a</sup> 293 K, 1 atm [g/cm <sup>3</sup> ]	1.395	1.431	0.786 <sup>b</sup>	1.141 <sup>c</sup>
Vapor pressure @ <sup>a</sup> 293 K [Pa]	200	133	5.0 × 10 <sup>6</sup>	9.9 × 10 <sup>4</sup> <sup>c</sup>
Molar mass [g/mol]	32.4	33.7	44	32
Decomposition Temperature @ 2.0 MPa [K]	1029	1225	1907	N.A.

<sup>a</sup> Except where marked differently. <sup>b</sup> Liquid, @ 5.0·10<sup>6</sup> Pa (vapor pressure). <sup>c</sup> Liquid, @ 90 K (boiling temperature).

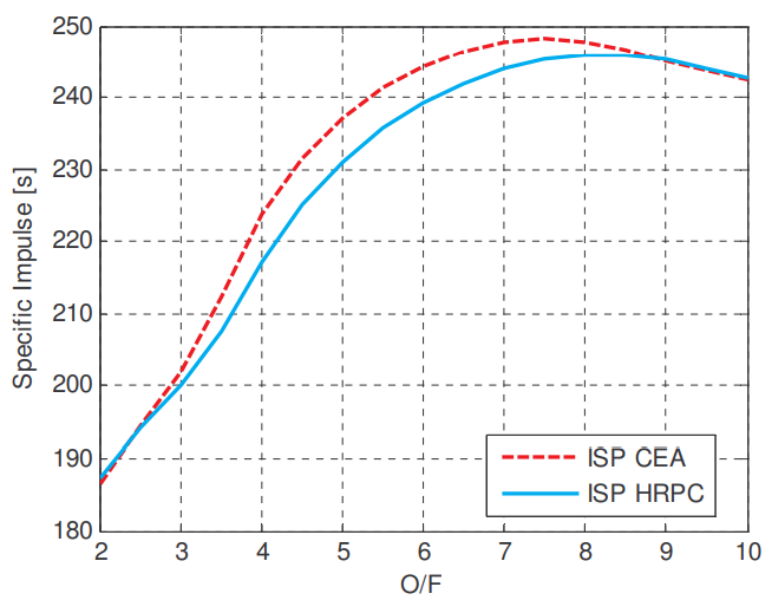
**Figura 17 – Propriedades físicas de oxidantes estocáveis, com destaque a pressão de vapor do óxido nítrico a temperatura ambiente**  
**Fonte: PARAVAN, 2023**

### 3.2 DEFINIÇÃO DA VAZÃO MÁSSICA

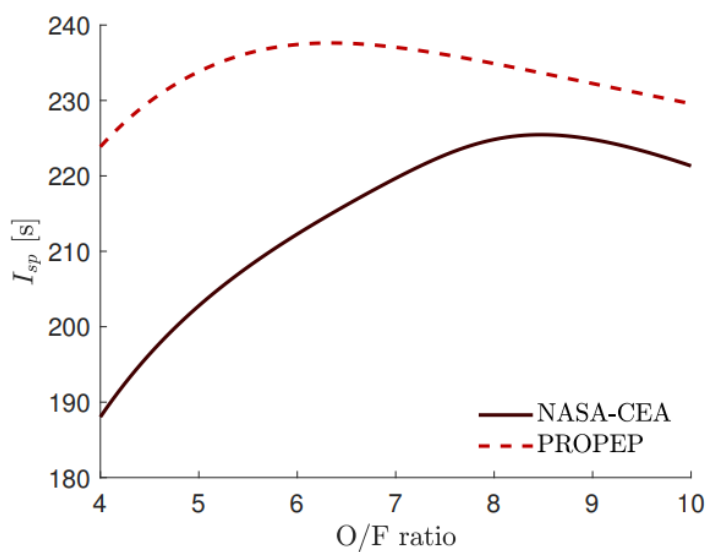
Com os propelentes escolhidos é possível definir uma curva relacionando a vazão mássica e a razão de mistura. É possível estimar o valor de vazão mássica de propelente para que seja usado no dimensionamento do injetor através do empuxo necessário, impulso específico teórico dos propelentes e a constante gravitacional ( $g_0$ ).

**Equação 9** 
$$\dot{m}_p = \frac{F}{I_{sp}g_0}$$

O impulso específico possui valor um medido experimentalmente e um valor teórico em função do par propelente. A operação do motor possui variações de desempenho referente aos inúmeros fatores que diminuem a sua eficiência (ineficiências na queima, efeitos viscosos etc.), mas para fim de projeto é possível trabalhar com valores teóricos como mostram os valores na Figura 18 e na Figura 19.



**Figura 18 - Valores de Isp em função da razão de mistura, comparando CEA e algoritmo próprio**  
**Fonte: GENEVIEVE, 2011**

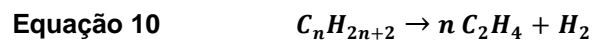


**Figura 19 - Valores de Isp em função da razão de mistura, comparando CEA e PROPEP**  
**Fonte: JEAN-PHILYPPE, 2023**

O aplicativo *Chemical Equilibrium with Applications* ou CEA calcula as concentrações dos produtos em equilíbrio químico entre qualquer número de reagentes e devolve propriedades de transporte e termodinâmicas para a mistura final da reação. As aplicações incorporadas incluem o cálculo do desempenho teórico de foguetes, parâmetros de detonação de Chapman-Jouguet, parâmetros de tubo de choque e propriedades de combustão (NASA, 2023).

É possível ver nos gráficos que, para diferentes composições de parafinas (o composto é definido por  $C_nH_{2n+2}$ ), diferentes comportamentos de impulso específico em relação a razão de mistura existem. Os gráficos mostram essa discrepância, a Figura 18 mostra valor de razão de mistura para impulso específico máximo entre 7 e 8 com valor aproximado de 248 segundos, enquanto a Figura 19 apresenta esses valores entre 8 e 9 e com valor aproximado de 222 segundos, mostrando que para um mesmo algoritmo de equilíbrio químico se obteve diferentes valores e comportamentos.

O programa CEA tem como opção entrar com valores de temperatura, densidade e entalpia dos propelentes para mitigar esses valores destoantes. A reação de equilíbrio do craqueamento é que define a quantidade dos compostos que vão reagir com o óxido nitroso injetado, na forma geral ela é representada pela Equação 10 (LECCESE, 2017; SRIVASTAVA, 2019). Portanto, diferentes valores de  $n$  para a parafina escolhida irá definir valores diferentes de impulso específico.



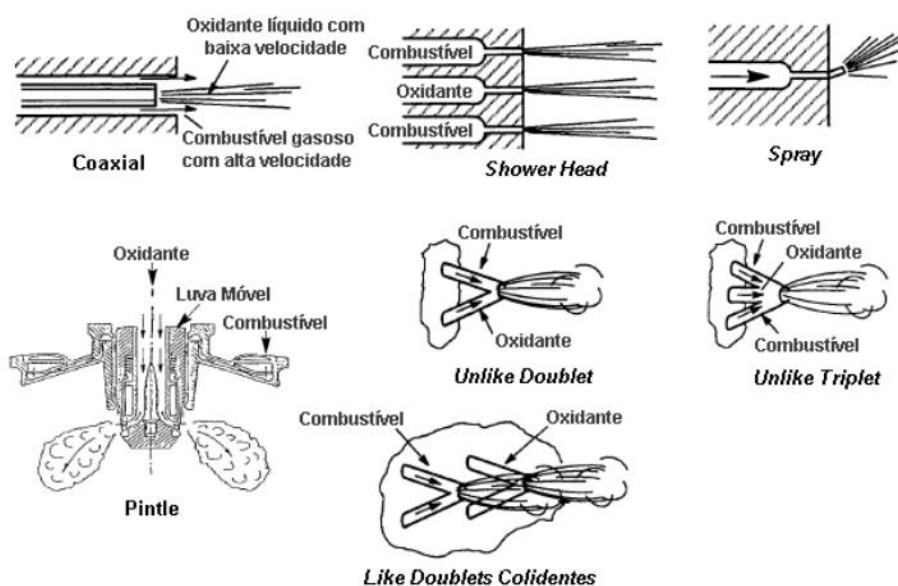
Sendo assim, o valor do impulso específico pode ser usado em cima da formulação escolhida ou através de estimativas das propriedades pedidas pelo CEA. Com o valor de vazão mássica de propelente retirado da Equação 9 e com os valores de projeto, impulso específico e empuxo, a definição da razão de mistura  $OF$  para que se alcance esse valor de  $I_{sp}$  permite calcular o valor da vazão mássica de oxidante através da Equação 11.

**Equação 11**  $\dot{m}_{oxi} = \frac{\dot{m}_p}{1+OF}$



## 4 INJETOR E ATOMIZAÇÃO

Existe uma gama de diferentes tipos de injetores no geral, mesmo para a aplicação específica de motores de foguete tem-se uma quantidade considerável. A Figura 20 mostra os tipos de injetores mais comuns usados em motores de foguete líquido, que de maneira análoga podem ser usados pela metade para injeção de oxidante em motores híbridos.

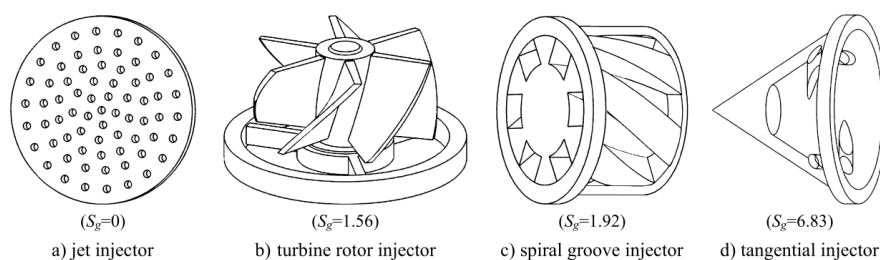


**Figura 20 – Tipos de injetores comuns de motores de foguete**  
**Fonte: GONTIJO, 2022**

Das opções presentes somente o injetor coaxial será falado mais a fundo em favor da brevidade e de elucidar a escolha do sistema ao invés dos outros.

### 4.1 INJETOR SIMPLEX / SWIRLER / TANGENCIAL

Apesar de não obter valores melhores de regressão de grão e, portanto, de desempenho o injetor simplex foi o escolhido considerando a aplicação. A Figura 21 mostra injetores de “chuveiro” (a), de vortex (b) e o simplex (c), sendo que experimentos mostraram que (a) e (b) obtêm respectivamente taxa de regressão 20% e 58% maior que o alcançado pelo simplex (BOUZIANE, 2019).



**Figura 21 – Geometria de alguns injetores**  
**Fonte: LIU, 2020**

No entanto, por ser uma tecnologia relativamente recente, esses valores de desempenho de injetores em motores híbridos podem variar e carecem de mais testes a quente (BOUZIANE, 2019).

Na comparação dos injetores usados na Figura 16 é aparente um desempenho de taxa de regressão do coaxial tangencial que bate de frente pelo menos com o jato simples (a) quando se é usado oxigênio gasoso (GOX) e o óxido nítrico ( $N_2O$ ) como oxidante pareado com a parafina como mostra o estudo feito por LIU (2020) que comparou esses injetores comparando resultados de taxa de regressão ao longo do grão combustível para os diferentes tipos de injetores a pressão que se beneficiam do gás injetado tubilhonado.

Percebe-se que o injetor simplex (*tangential injector*) possui melhor desempenho que o espiral e o em turbina, que adiciona o momento angular ao fluido por um motor (gráfico da Figura 22), além de vencer o injetor jato simples (gráfico da Figura 23). Porém não se pode considerar somente o desempenho desses elementos já que precisa existir um compromisso entre esse desempenho e a capacidade de se implementar no sistema.

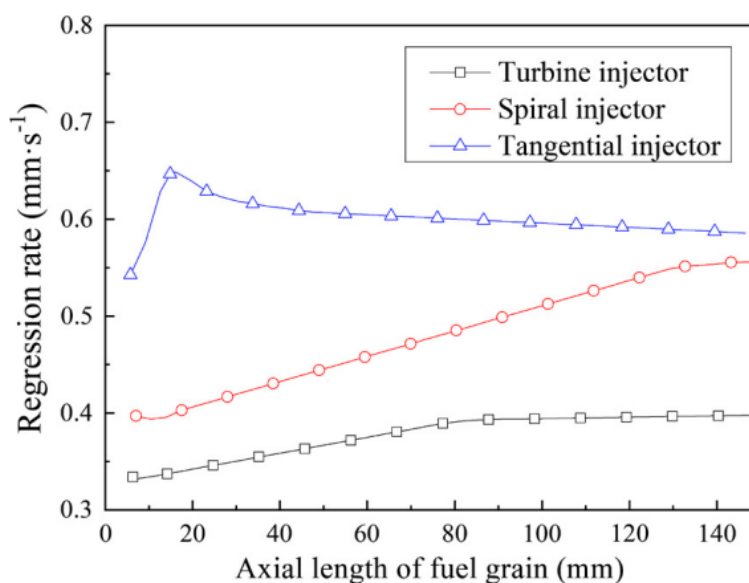


Figura 22 – Taxa de Regressão x Cota Longitudinal do grão combustível para GOX  
Fonte: LIU, 2020

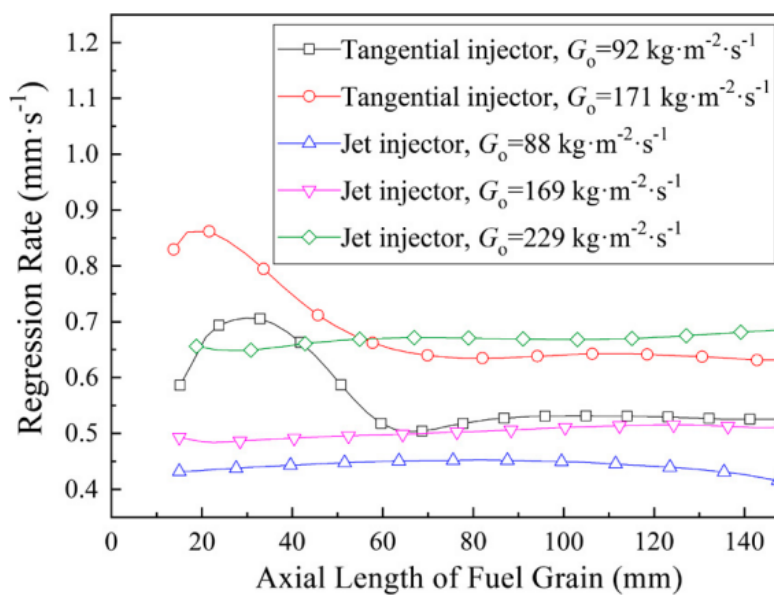


Figura 23 - Taxa de Regressão x Cota Longitudinal do grão combustível para N<sub>2</sub>O  
Fonte: LIU, 2020

Motores russos e brasileiros vêm usando o injetor por *swirl* com frequência pelas suas particularidades de funcionamento e desempenho como mostrado na lista abaixo (GONTIJO, 2022):

- Simplicidade de projeto;
- Confiabilidade elevada;
- Spray de boa qualidade;
- Baixa potência requerida para injeção;
- Menores gotas quando comparados a injetores de jato;
- Menos afetados por falhas de fabricação;
- Menos suscetíveis a cavitação e estrangulamento
- Entregam alto empuxo por elemento;
- Controle de fluxo bom;
- Queda de pressão baixa;
- Margem para instabilidade na queima;

Outro ponto de grande relevância dos injetores que formam cones de maior ângulo é a distribuição de propelente que se dá de uma maneira mais afastada do eixo do motor evitando que uma parcela de oxidante tenha velocidade o suficiente para passar direto pela alma do grão e sair sem ser queimada, como mostra a Figura 24 que mostra a distribuição de vazão mássica em relação ao eixo do motor para o injetor de jato (esquerda) e o *swirler* (direita).

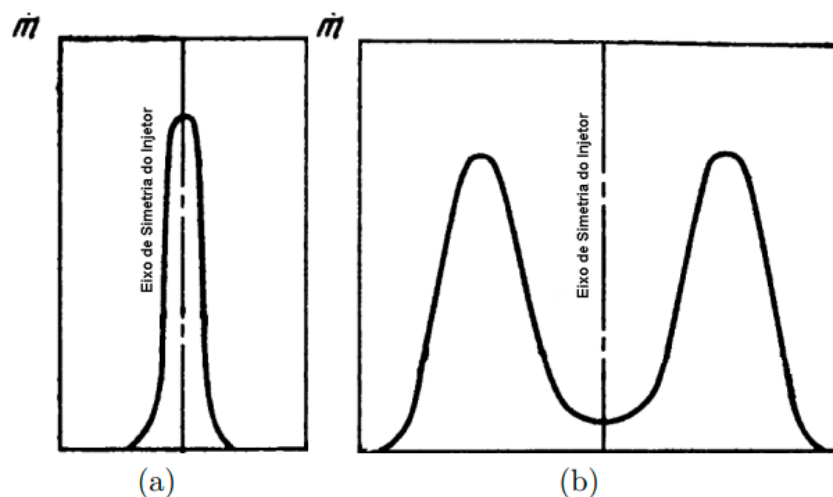


Figura 24 - Distribuição da vazão mássica em relação ao eixo do motor/injetor. (a) Jato / (b) *Swirler*

Fonte: GONTIJO, 2022

Além disso, com valores maiores de ângulo de cone ocorre um encurtamento da câmara de combustão pois a atomização ocorre mais perto da face do injetor proporcionando menor peso na estrutura da câmara (LACAVA, 2004) e melhor proteção contra efeitos de variação de pressão na queima e contra as temperaturas de combustão por conta dessa proximidade e da taxa de vazão mássica maior por elemento (ANDERSON, 2004; BAZAROV, 2004).

## 4.2 ATOMIZAÇÃO NO INJETOR TANGENCIAL

No injetor tangencial a dimensão principal que define desempenho da atomização é a espessura do filme criado. Seria o caso para qualquer outro injetor cônico com valores menores para cada elemento individual no jato (i.e., as gotas) proporcionando maior atomização do fluido. Dito isso os parâmetros mais usados no injetor tangencial para estimar analiticamente a qualidade da atomização são a espessura do filme criado e o tamanho médio das gotas, sendo o valor do primeiro aproximadamente proporcional ao quadrado do segundo. (LEFEBVRE, 2017).

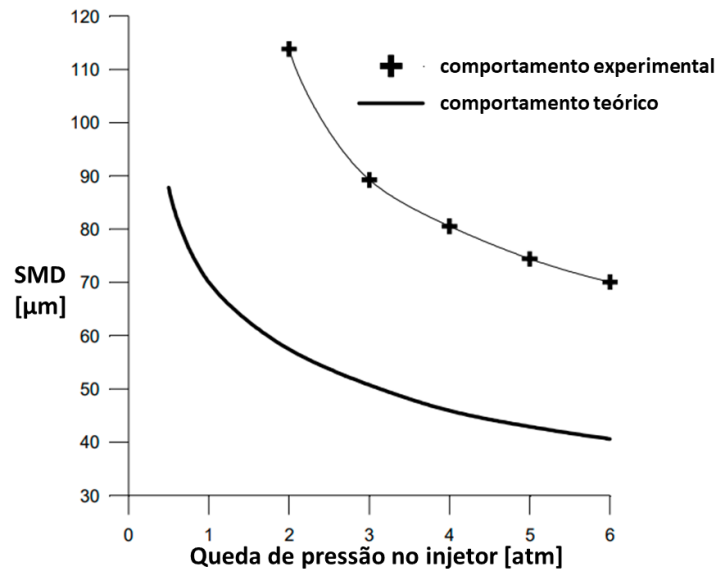
A atomização gerada através da injeção tangencial do fluido em uma câmara onde esse fluido é turbilhonado criando um núcleo de ar no interior e um jato em cone. A injeção tangencial impõe ao fluido grande velocidade angular que, pela geometria do elemento injetor, cria esse vórtice com núcleo vazio que força o fluido a sair na forma de um cone oco sofrendo forças em duas direções, radial e axial. As componentes de velocidade na interface entre o líquido injetado e o núcleo de ar são relacionadas tal que (BAZAROV, 2004):

$$\text{Equação 12} \quad U = \sqrt{U_a^2 + U_u^2 + U_r^2} = \text{const.} = \sqrt{\frac{2}{\rho} \Delta P}$$

Na equação acima é possível perceber como a velocidade axial (a), circunferencial (u) e radial (r) estão relacionadas a densidade e a queda de pressão no injetor, isso se dá por conta da equalização entre a pressão no núcleo de gás que é gerado e a superfície do fluido dentro da câmara de turbilhonamento. Essa equalização leva ao fenômeno de que um aumento do diferencial de pressão, que seria uma mudança na constante presente na Equação 9, gera um aumento nas

velocidades de saída do fluido e, por conservação de massa para manter o fluxo, da espessura do filme no bocal do injetor. Sendo assim, uma maior queda de pressão proporciona uma melhor atomização como pode ser visto na Equação 13 e na Figura 25 abaixo.

**Equação 13** 
$$SMD = 7,3 \frac{\sigma^{0,6} v_L^{0,2} m_L^{0,25}}{\Delta P^{0,4}}$$



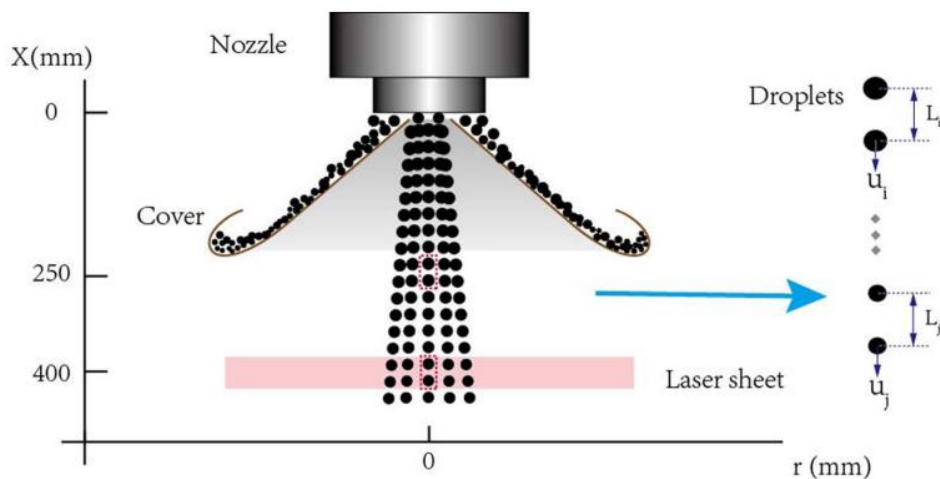
**Figura 25 - Relação entre SMD e Queda de pressão**  
Fonte: LACAVA, 2004

A equação acima é referente ao número usado para se avaliar o nível de atomização de um injetor, o Diâmetro Médio de Sauter. Diâmetros Médios são razões que estimam o comportamento da atomização através da equação abaixo.

**Equação 14** 
$$D_{ab} = \left( \frac{\sum N_i D_i^a}{\sum N_i D_i^b} \right)^{\frac{1}{(a-b)}}$$

Assim esse número estima a razão entre um valor do fluxo em relação ao outro com os valores de 'a' e 'b' proporcionando essa razão para o tamanho definido 'i' com seu número de gotas 'N' em uma região de diâmetro 'D'. Por exemplo  $D_{10}$  é a média linear das gotas,  $D_{20}$  seria o diâmetro de uma gota que tem sua área superficial multiplicada pelo número de gotas equivalente a área superficial da região de gotas e  $D_{30}$  é uma gota que seu volume multiplicado pelo número de gotas equivale ao volume

da região. Sendo esses os diâmetros médios mais intuitivos de se definir sendo basicamente médias lineares, quadráticas e volumétricas.



**Figura 26 – Modelo de um medidor de distribuição de gotas a laser**  
**Fonte: CHEN, 2018**

Na Figura 26 é possível ver como é interpretada a região usada na determinação do diâmetro médio. Como se pode ver a região é definida arbitrariamente e as gotas são contadas nessa região e o diâmetro médio vem das razões entre comprimento, área ou volume e número de gotas na região. Por esses diâmetros médios possuírem diferentes interpretações, e obviamente diferentes comportamentos numa visão estatística, eles também possuem cada um uma aplicação distinta como mostra a tabela a seguir:

Tabela 3 – Diâmetros Médios e suas Aplicações

SÍMBOLO	NOME DO DIÂMETRO MÉDIO	APLICAÇÃO
$D_{10}$	Comprimento	Comparações
$D_{20}$	Área Superficial	Controle de Área Superficial
$D_{30}$	Volume	Controle de volume (hidrologia)
$D_{21}$	Área Superficial - Comprimento	Absorção
$D_{31}$	Volume - Comprimento	Evaporação / Difusão Molecular
$D_{32}$	Diâmetro Médio de Sauter	Transferência de Massa / Reações
$D_{43}$	De Brouckere	Equilíbrio de Combustão

Fonte: Adaptado pelo Autor de SUTTON (2016)

Portanto, o injetor coaxial precisa, antes mesmo de ter suas variáveis geométricas definidas, ter sua queda de pressão e vazão mássica bem conhecidos já que esses valores definem os valores de diâmetro de gota ditando a qualidade da atomização e sendo valores de entrada levados adiante para cálculos da combustão. Assim, existem relações dessas pressões recomendadas para cada tipo de operação (GONTIJO, 2022; KESSAEV, 1997):

Tipo de propelente:

**Equação 15** Líquido:  $\Delta P = 80\sqrt{10P_c}$ ;

**Equação 16** Gasoso:  $\Delta P = 40\sqrt{10P_c}$ ;

Controle de empuxo:

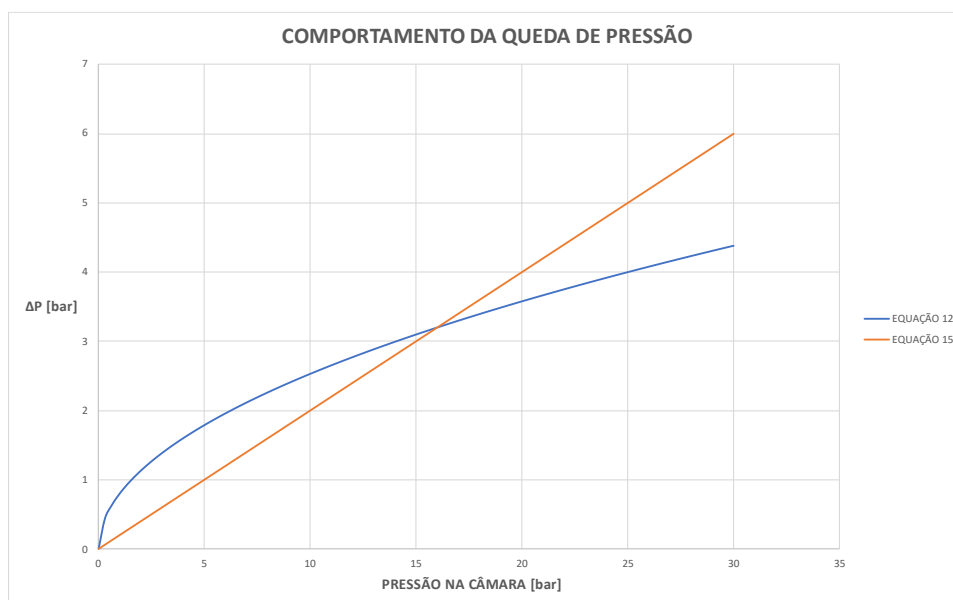
**Equação 17** Possui controle:  $\Delta P = 0,3P_c$ ;

**Equação 18** Não possui controle:  $\Delta P = 0,2P_c$ .

Esses valores de queda de pressão poderiam ser definidos facilmente usando o a relação que oferece um maior valor e conseqüentemente um filme de fluido injetado menor. No entanto é importante considerar que quedas maiores de pressão significam que as pressões no sistema a jusante do injetor são consideravelmente maiores.



A Figura 25 evidencia que para o caso desse trabalho com o óxido nítrico líquido, compressões de câmara usuais sendo entre 2 e 3 MPa, de acordo com NASCIMENTO FILHO (2021) e BOUZIANE (2021), ocorre um ponto em que a equação para motores sem controle de empuxo passa a gerar valores cada vez maiores de queda de pressão, o que muitas vezes não é o esperado nem o possível de ser feito considerando o peso do sistema de tubulação e reservatório, além da pressão de armazenamento definida pela peculiaridade do óxido nítrico de ser armazenado a 5 MPa (PARAVAN, 2023). Para fim de estudo o valor maior dentre os dois será usado sem considerar a subida de pressão em direção ao reservatório.



**Figura 27 – Queda de Pressão x Pressão na Câmara para a Equação 15 e a Equação 18**  
**Fonte: Gerada pelo Autor**

## 5 PROJETO E ANÁLISE DO SISTEMA DE INJEÇÃO

No decorrer desse trabalho foi levantando todo o processo de decisão do sistema de propulsão escolhido, do seu sistema de injeção e dos valores de entrada necessários para o projeto desse injetor. Por mais que sejam inúmeros os métodos de se iniciar o projeto de um componente ou sistema na engenharia no geral esse trabalho focou em mostrar como começando pelo projeto bem pensado se pode definir os outros componentes e fechar o projeto.

### 5.1 INJETOR

De acordo com LEFEBVRE, 2017 e pela equação apresentada por GONTIJO, 2022 os injetores têm valores de coeficiente de descarga variados por conta de efeitos viscosos que muitas vezes são desconsiderados no projeto do injetor e afetam a vazão mássica.

$$\text{Equação 19} \quad C_D = \frac{\dot{m}_{real}}{\dot{m}_{teorico}}$$

Dito isso, REZENDE, 2014 propôs separar o coeficiente de descarga do injetor coaxial em duas partes, um para o(s) furo(s) de entrada tangencial e outro para o(s) furo(s) de saída do injetor. O projeto do injetor *swirler* parte de suposições físicas de conservação de massa e momento angular além de ignorar viscosidade, compressibilidade e efeito da gravidade (VASQUES, 2011; LI, 2017).

#### 5.1.1 Orifício de Saída

A saída do injetor tem seu coeficiente de descarga projetado a fim de definir o ângulo do cone gerado na saída do injetor. A equação do coeficiente de descarga do orifício de saída tem seu valor atrelado ao ângulo de saída e pode ser definido pela razão de área aberta que é a razão entre a área do núcleo vazio e a área de saída avaliando assim quanto da área de saída é preenchida por fluido.

$$\begin{array}{ll}
 \text{Equação 20} & C_{Dsaida} = \sqrt{\frac{(1-X)^3}{(1+X)}} \\
 \text{Equação 21} & X = \frac{A_{vazia}}{A_{saida}} \\
 \text{Equação 22} & \text{sen}(\theta) = \frac{X\sqrt{8}}{(1+\sqrt{X})\sqrt{1+X}}
 \end{array}$$

Essas equações se valem das simplificações impostas ao fluido e da teoria da vazão máxima proposta por Novikov e desenvolvida por Abramovich. Nessa solução proposta por Zhukovski a velocidade máxima do fluido no injetor não pode exceder a velocidade de propagação da onda na superfície do fluido como analogia ao fluxo em um canal (FISCHER, 2014). No entanto as soluções de Abramovich funcionam melhor para fluidos de baixa viscosidade e vazões mássicas elevadas então ainda é necessário algum tipo de validação dos resultados.

### 5.1.2 Orifício de Entrada

Com o orifício de saída e o ângulo para o jato definidos, o orifício de entrada de fluido no injetor pode ser calculado. Durante o funcionamento em regime permanente é possível dizer que a vazão mássica que sai do injetor é a mesma que entra, portanto, o orifício de entrada é definido tal que o seu coeficiente de descarga é o equivalente a área de anel líquido presente na saída do injetor com seu valor sendo  $1-X$  e o seu coeficiente de descarga obedecendo a equação abaixo usando o mesmo valor do ângulo de saída para calcular  $X$  pela equação.

$$\text{Equação 23} \quad C_{Dentrada} = \sqrt{\frac{X^3}{(2-X)}}$$

### 5.1.3 Cálculo e Injetor Projetado

Utilizando de um código em MATLAB para que fosse feito o cálculo iterativo do valor do ângulo de saída o injetor foi feito. Os coeficientes de descarga encontrados são aplicados a equação de fluxo hidráulico por um orifício, tal que a Equação 24 entrega os valores das dimensões necessárias para o projeto do injetor com os valores de entrada da Tabela 4:

Equação 24 
$$A_i = \frac{\dot{m}}{C_{Di} \sqrt{2\rho\Delta P}}$$

**Tabela 4 – Dados de Entrada para o Projeto do Injetor**

GRANDEZA	VALOR
Vazão Mássica de Oxidante	0,05 kg/s
Densidade do Oxidante	786 kg/m <sup>3</sup>
Queda de Pressão	0,3 MPa
Ângulo de Sáida	90°
Número de injetores	1
Número de Furos de Entrada	2

Fonte: O autor (2023)

Os valores de número de injetores e de furos de entrada entra para que se possa calcular o diâmetro dos orifícios, fornecendo os dados de saída apresentados na Tabela 5, que são baseados no desenho do injetor mostrado na Figura 28.

**Tabela 5 – Dados de Saída para o Projeto do Injetor**

GRANDEZA	VALOR
$D_S$	2,4 mm
$L_S$	0,84 mm
$D_E$	2,1 mm
$L_E$	2,7 mm
$D_C$	7,0 mm
$L_C$	6,6 mm

Fonte: O autor (2023)

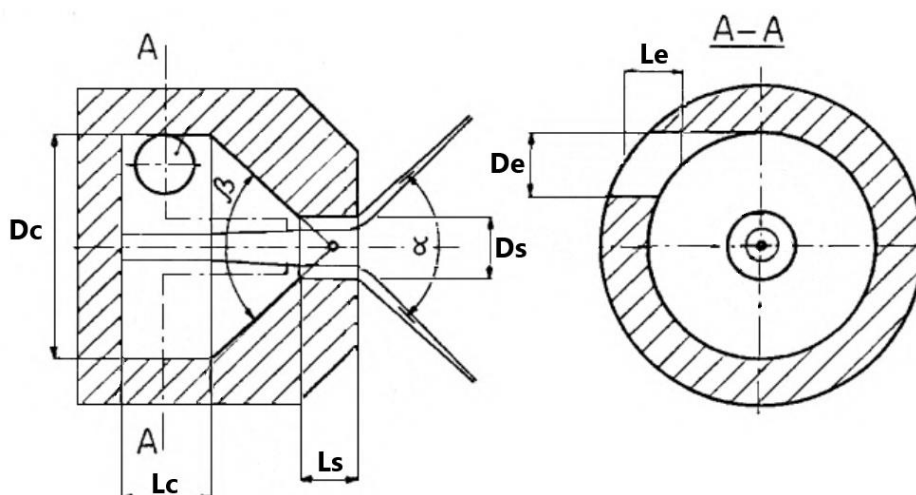


Figura 28 - Dimensões do injetor tangencial  
 Fonte: Adaptado de GONTIJO, 2022

Os valores dos comprimentos (os valores  $L$ ), do diâmetro da câmara ( $D_c$ ) e do ângulo beta são baseados em relações que experimentalmente levam a melhores desempenhos do injetor. Com a bibliografia definindo seus valores a fim de elevar a qualidade da atomização enquanto controla valores de coeficiente de descarga e perdas por viscosidade (GONTIJO, 2022; LEFEBVRE, 2017).

Assim são definidos os valores de desenho que estariam faltando na Figura 28 com as relações presentes na Tabela 6.

Tabela 6 – Relações Geométricas para Projeto do Injetor

GRANDEZA	VALOR
$L_s$	$0,35 D_s$
$L_E$	$1,3 D_E$
$D_C$	$2,9 D_s$
$L_C$	$2,75 D_s$
$\beta$	$45^\circ$

Fonte: O autor (2023)

## 5.2 ANÁLISE DO INJETOR

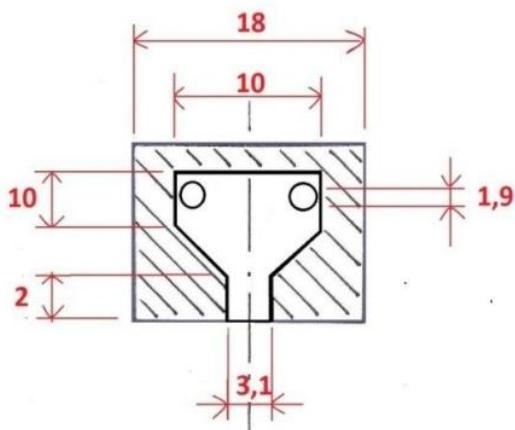
A fim de analisar o projeto do injetor um modelo em CFD foi desenvolvido e estudado usando o motor de cálculo FLUENT da versão de estudante do programa Ansys. Um motor de CFD usa o cálculo numérico iterativo para alcançar convergência ao resolver as equações de Navier-Stokes usando um número finito de elementos volumétricos criados pelo programa considerando as condições de contorno definidas pelo usuário e avaliando a diferença entre os valores de continuidade entre as faces do volume para checar se são iguais.

O modelo escolhido é o  $k - \varepsilon$  que adiciona energia cinética proveniente da turbulência ' $k$ ' e a taxa de dissipação dessa energia ' $\varepsilon$ ' para modelar como a viscosidade afeta Navier-Stokes. Sendo esse modelo o mais simples dos modelos considerados completos, funcionando bem para fluxos 100% turbulentos envolvendo camadas de interface com rotação, gradientes fortes e adversos de pressão, separação do fluxo e recirculação (LI, 2017; RILEY, 2014; YU 2012; VASQUES 2011; LIU, 2013; HINCKEL, 2008)

### 5.2.1 Modelo e Condições de Contorno

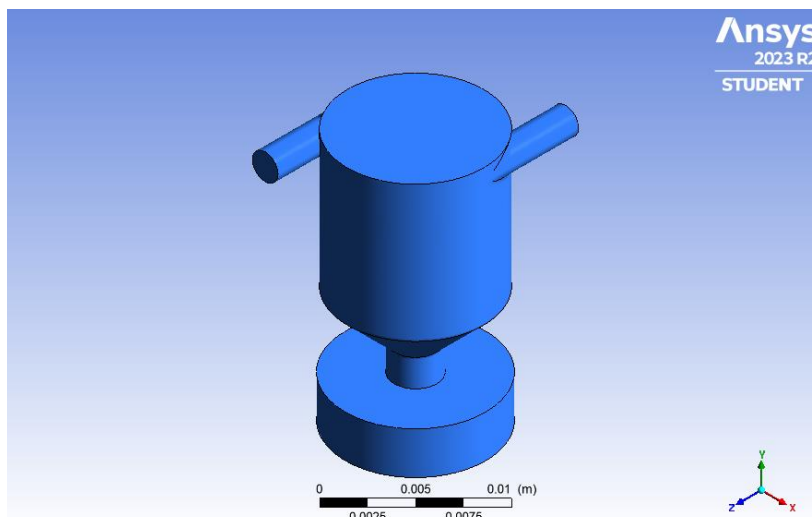
Assim o modelo foi criado para inserção no programa usando as dimensões e condições de contorno de pressão na entrada e na saída para simular a operação do motor projetado e testado por Rezende (2015).

As dimensões do injetor são mostradas abaixo na Figura 29 e as condições de contorno foram a de pressão de 3 bar na entrada e pressão de 101325 Pa na saída para simular pressão atmosférica sendo essas as condições do teste realizado por NARDI (2015) para fim de comparação dos resultados. Vale ressaltar que a pressão na condição de operação (seria a pressão atmosférica adicionada às condições de contorno na entrada e na saída) foi considerada zero, desse modo o valor da pressão na saída é condicionado e travado no valor de 101325 Pa para que não ocorra desvio desse valor da condição de contorno durante as simulações.



**Figura 29 - Dimensões em milímetros do injetor projetado**  
Fonte: REZENDE, 2015

Ademais, para entender o comportamento do fluxo ao sair do bocal sem adicionar muitos elementos a malha (por limitação da licença e de poder computacional), a região na saída foi modelada para afastar-se axialmente um diâmetro do bocal de saída e o diâmetro da região é o suficiente para o jato não chocar com a parede evitando efeitos adversos por conta da parede, como pode ser visto na Figura 30.



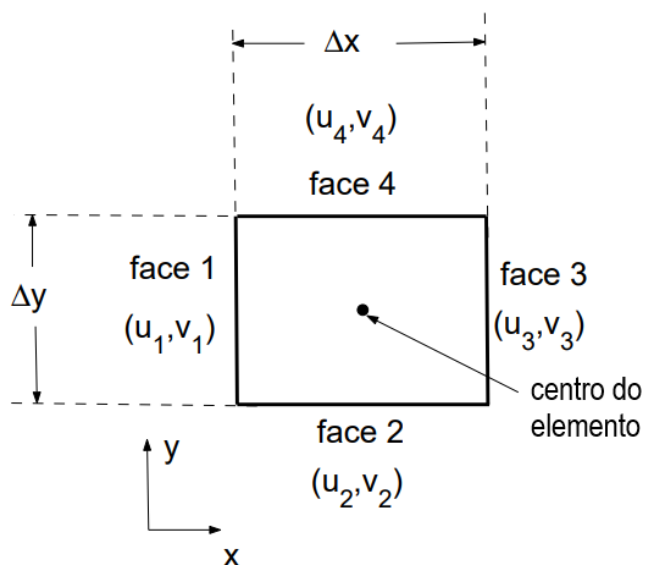
**Figura 30 – Volume de Controle da Simulação**  
**Fonte: O autor (2023)**

### 5.2.2 Validação da simulação

Os resultados de uma simulação são diretamente influenciados pela sua malha. A malha é a quantidade de elementos discretizados que são criados no volume de controle de fluido, no caso das simulações de CFD, e a resolução numérica se dá ao fazer o balanço das equações de conservação do parâmetro que se está avaliando (massa, energia etc.) em relação as faces do elemento, avaliando o que está entrando e saindo do mesmo e se há conservação.

A Figura 31 apresenta um exemplo desse tipo de volume discretizado. Como o comportamento do fluido pode sofrer inúmeras variações quando se considera o volume como um todo, elementos cada vez menores têm a capacidade de capturar melhor o comportamento do fluxo. Porém, como é proibitivo o uso de um número grande de elementos por questões de capacidade e tempo computacional é crucial buscar métodos de, mesmo com menos elementos, ter confiança nos resultados e não os deixar dependentes do tamanho e disposição dos elementos (XCEED ENGINEERING, 2017).





**Figura 31 – Representação de um elemento 2D usado em simulação numérica**  
**Fonte: BHASKARAN (2002)**

Portanto, para desacoplar o resultado da simulação do número de malhas, é necessário fazer um estudo de refino de malha. Esse estudo realiza diversas simulações individuais para diferentes tamanhos gerais de elementos e/ou refinamentos locais, capturando fenômenos em pontos críticos e capturando mais gradientes para resolução das equações de continuidade. Ademais, o FLUENT a cada vez que se troca a malha ele recupera valores de condições de escoamento com base na simulação anterior, então o método se alimenta de resultados anteriores.

No caso deste trabalho o refino foi feito diminuindo o tamanho dos elementos no geral e refinando cada vez mais o valor dos elementos na sessão convergente e reta da saída do injetor (com a opção de afetar o volume com valor para pegar o tronco de cone da seção convergente) através de um fator de tamanho que é multiplicado pelo tamanho geral de elementos, como pode ser visto na Tabela 7 e na Figura 32.

TAMANHO GERAL DE ELEMENTO [metros]	FATOR DE REDUÇÃO DE ELEMENTOS NO REFINO
0,0013	DESLIGADO
0,001083	0,5
0,0009028	0,42
0,0007523	0,35
0,0006269	0,29
0,00055	0,29

Fonte: O autor (2023)

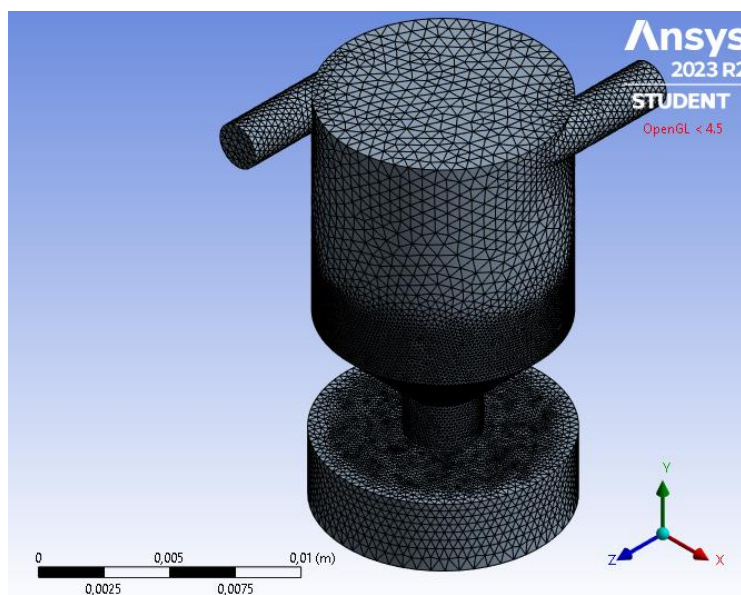


Figura 32 – Exemplo de malha do domínio da simulação (mais refinada)  
Fonte: O Autor (2023)

### 5.2.3 Resultados

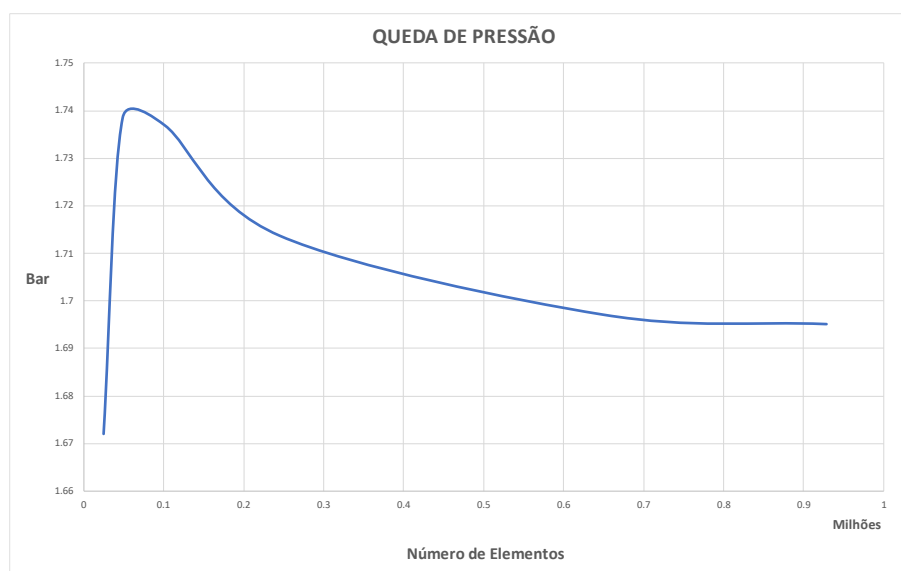
As simulações foram realizadas com malhas cada vez mais refinadas para avaliar a convergência do modelo em refino de malha. Cada simulação tem seus valores de unidades a serem convergidas tal que para o modelo  $k - \varepsilon$  são as componentes do vetor velocidade, a energia cinética de turbulência e a sua dissipação (constantes que dão nome ao modelo) e através de refino de malha essa convergência

é avaliada ainda mais ao comparar o avançar de valores definidos para cada passo do refino do volume de controle.

Os parâmetros definidos para convergência por refino de malha foram a vazão mássica no injetor, a queda de pressão e o ângulo de saída formado. Esses parâmetros foram plotados em função do número de malha de cada simulação e para observar o caminhar da convergência foi calculado um erro percentual em relação à média de todos os valores para checar o caminhar dos valores medidos durante o refino da malha.

$$\text{Equação 25} \quad \text{Erro}\%_i = \left| \frac{p_i - p_{\text{medio}}}{p_{\text{medio}}} \right|$$

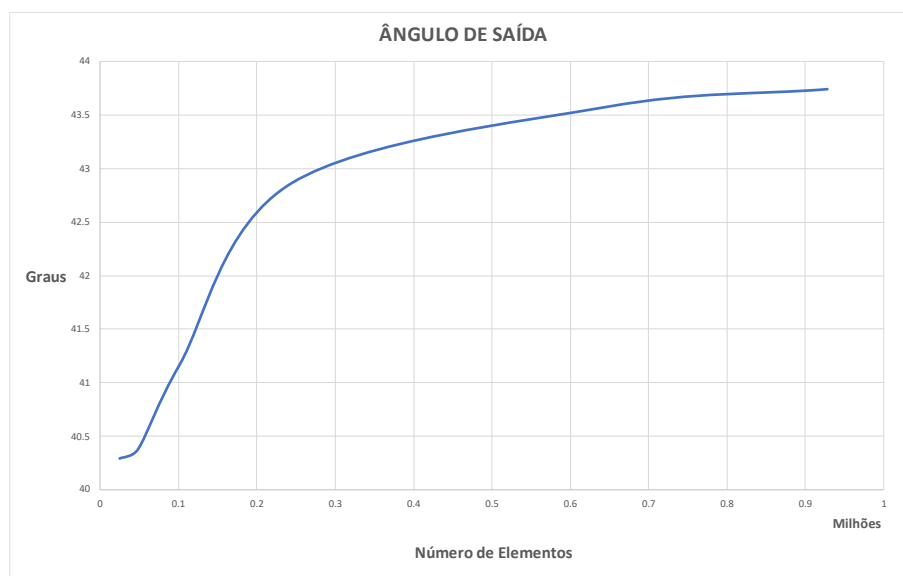
A Figura 33 usa a definição de queda de pressão como a diferença entre a pressão na condição de contorno de entrada de fluido com um plano criado na saída do injetor para calcular a queda que ocorreu especificamente por conta do fluxo interno, sem considerar o que ocorre na câmara externa. Esse valor alcançou convergência no valor de 1,7 bar com uma média de erros percentuais de aproximadamente 1,22% após o refino de malha, o que é bom para o modelo criado.



**Figura 33 - Gráfico mostrando convergência da queda de pressão**  
**Fonte: Gerada pelo Autor**

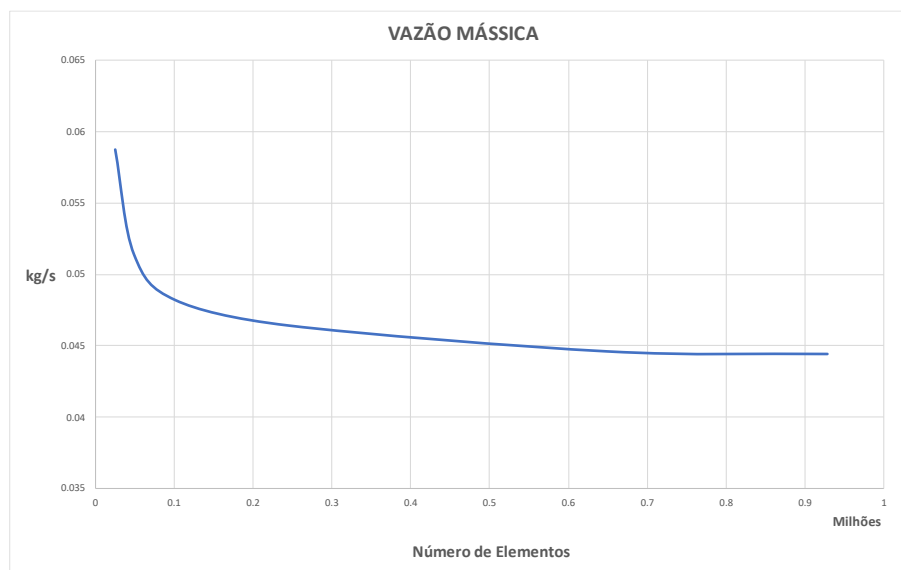
A Figura 34 calcula o ângulo de saída através da relação usada por LEFEBVRE (2016) que considera a razão entre velocidade axial e o módulo da

velocidade de saída na boca do injetor e tira o arco cosseno desse valor. No cálculo foi usado o valor médio no bocal de saída do injetor (portanto algum erro pode ser atrelado a esse valor por conta de considerar valores médios das velocidades). O valor de ângulo de saída para o qual a simulação convergiu foi de  $42^\circ$  e a média de erros foi de 3,31% o que apresenta um bom valor de convergência.



**Figura 34 - Gráfico mostrando a convergência do ângulo de saída**  
**Fonte: O autor (2023)**

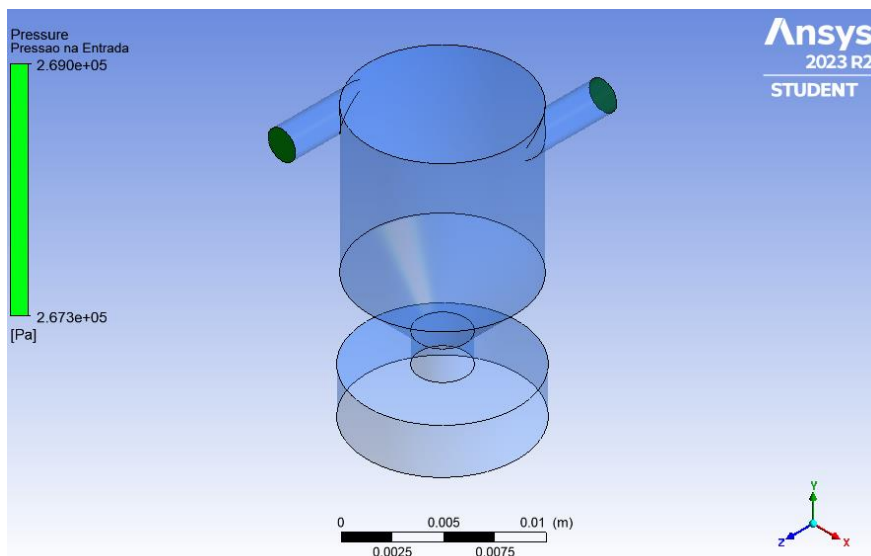
Já a vazão mássica na Figura 35 tem seu valor mais facilmente retirado do programa pois a premissa principal do modelo é a conservação de massa então não importa em que ponto do injetor esse valor é retirado. Em questão de convergência o valor alcançado no decorrer do refino de malha foi de 0,0489 kg/s com média de erros de 8,33%.



**Figura 35 - Gráfico mostrando a convergência da vazão mássica**  
**Fonte: O autor (2023)**

Os gráficos evidenciam que os parâmetros acompanhados alcançam convergência com o refino da malha. Apesar desses valores não baterem com o que seria esperado pelos experimentos feitos por NARDI (2015) os valores de ângulo de saída e vazão mássica apresentam erros de aproximadamente 6,7% e 8,9% respectivamente e o valor de queda de pressão alcançado foi um que não convergiu e que apresentou uma discrepância grande em relação ao testado experimentalmente (erro de aproximadamente 43% em relação ao valor de 3 bar).

Observando e reavaliando os resultados é possível perceber falhas na escolha de um dos parâmetros de convergência. A pressão de entrada do injetor de fato é a de 3 bar e injetada a pressão ambiente, mas o que o texto de NARDI (2015) considera como queda de pressão é usado como pressão na entrada do injetor (Figura 32). Assim, com a pressão medida na entrada do injetor pelo processador de resultados do ANSYS alcançamos um valor mais próximo de 2,68 bar, como mostra a Figura 36.

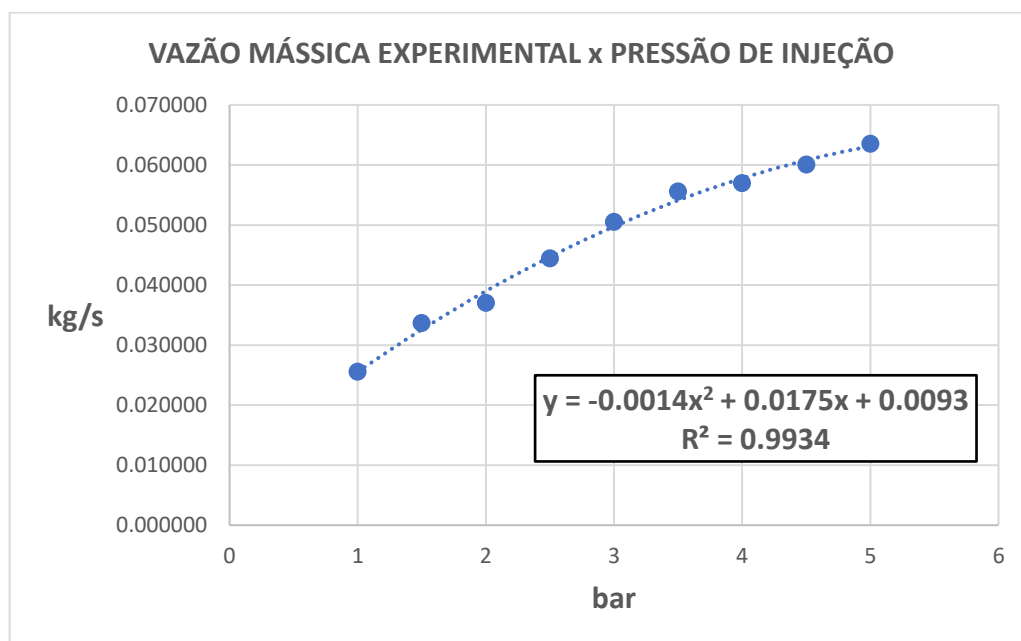


**Figura 36 – Pressão nas faces de injeção do modelo simulado**  
**Fonte: O autor (2023)**

Além disso, a Figura 37 apresenta a curva aproximada para o comportamento do injetor no quesito vazão mássica retirado do trabalho experimental de NARDI (2015). Essa curva foi refeita através dos dados experimentais apresentados pelo autor citado como mostra a Tabela 8, que inclusive usa uma regressão por potência e ao se introduzir a regressão polinomial o coeficiente de regressão  $R^2$  mais favorável (era 0,9876 e se torna 0,9943).

Com o equacionamento atualizado, apresentado na Equação 26 e na Figura 37, a pressão de entrada do injetor simulado resultaria em uma vazão mássica de aproximadamente 0,046 kg/s, um erro de 6% em relação ao valor de projeto.

**Equação 26**  $\dot{m} = -0,0014 P_{inj}^2 + 0,0175 P_{inj} + 0,0093$



**Figura 37 – Curva experimental de funcionamento do injetor**  
Fonte: Adaptada de NARDI, 2015

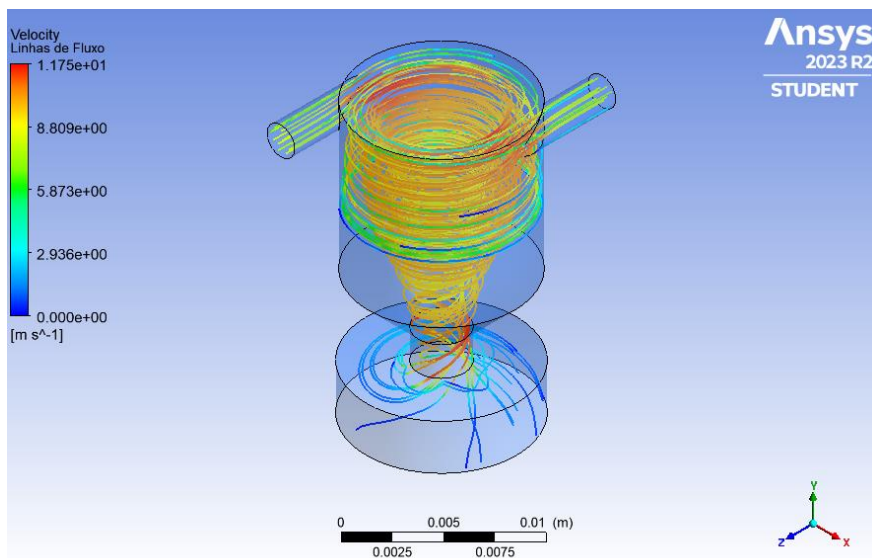
**Tabela 8 – Dados experimentais de injetor tangencial**

<b>PRESSÃO</b>	<b>VALOR</b>
1	0,025542784
1,5	0,033670034
2	0,037037037
2,5	0,044444444
3	0,050505050
3,5	0,055555556
4	0,056980057
4,5	0,060060060
5	0,063492063

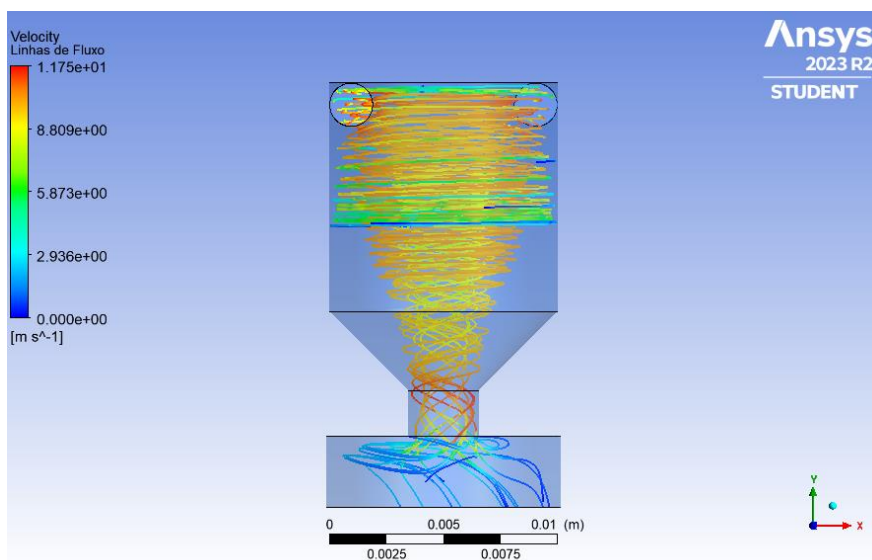
**Fonte: O autor (2023)**

Outro ponto a ser levantado é o comportamento do modelo definido para estudo. As imagens abaixo levantam dois pontos importantes: o fluxo de fluido apesar de ter o comportamento esperado de acompanhar o perfil do injetor e sair formando um cone vazio, não acompanha esse perfil por completo e sofre uma redução não esperada de seção e, portanto, uma queda de pressão pontual, além de recirculação e choque com as paredes do modelo evidenciadas pelas linhas em azul na saída do injetor na Figura 38, na Figura 39 e na Figura 40.

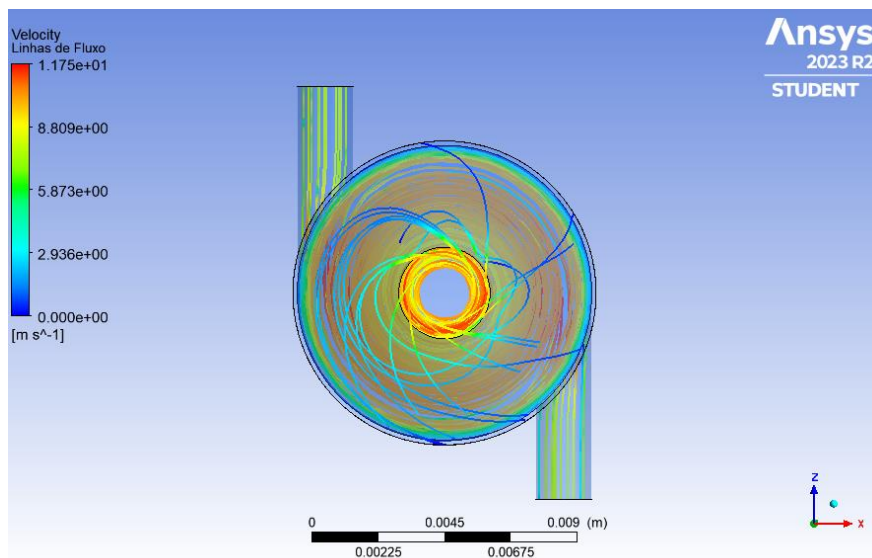




**Figura 38 – Vista isometrica do modelo com as linhas de fluxo**  
Fonte: O autor (2023)

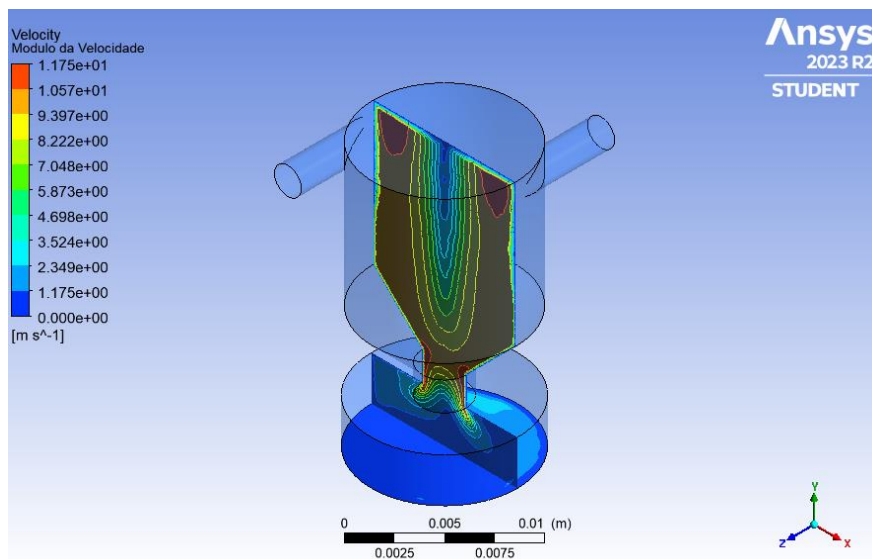


**Figura 39 – Vista frontal do modelo com as linhas de fluxo**  
Fonte: O autor (2023)



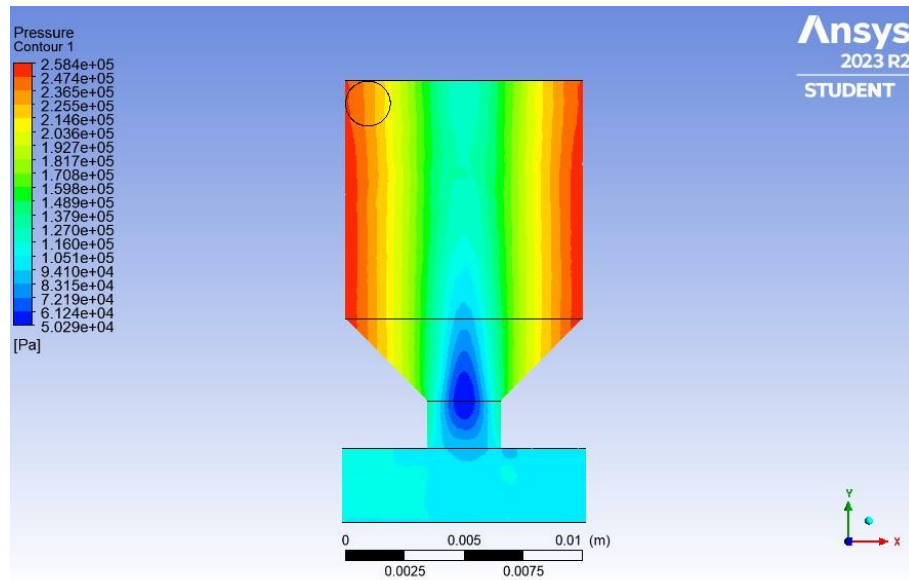
**Figura 40 – Vista inferior do modelo com as linhas de fluxo**  
**Fonte: O autor (2023)**

Ademais, a Figura 41 mostra como esses efeitos levaram a velocidades nulas na condição de contorno de saída de fluxo e esse fato pode ter afetado as convergências nas simulações individuais que, apesar não terem afetado os resultados que foram validados pelo refino da malha, aumentaram o tempo gasto simulando o modelo.



**Figura 41 – Contornos de velocidade para o plano médio e condição de contorno de saída**  
**Fonte: O autor (2023)**

A Figura 42 mostra como a distribuição de pressão no interior do injetor se deu de forma concentrada e pontual quando comparado com o resultado esperado. A Figura 42 e a Figura 43 mostram como se espera que a pressão esteja distribuída no interior do injetor, com o fluido perdendo pressão até o valor referente ao núcleo gasoso que é criado pelo injetor.



**Figura 42 – Contornos de pressão no plano médio do injetor modelado**  
**Fonte: O autor (2023)**

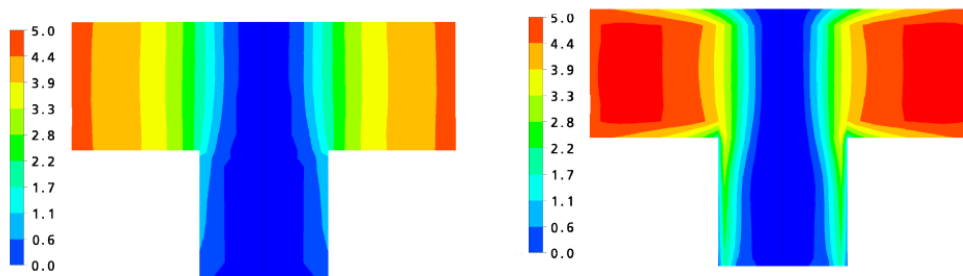


Figura 43 – Contornos de pressão de um modelo em CFD de injetor  
Fonte: HINCKEL, 2008

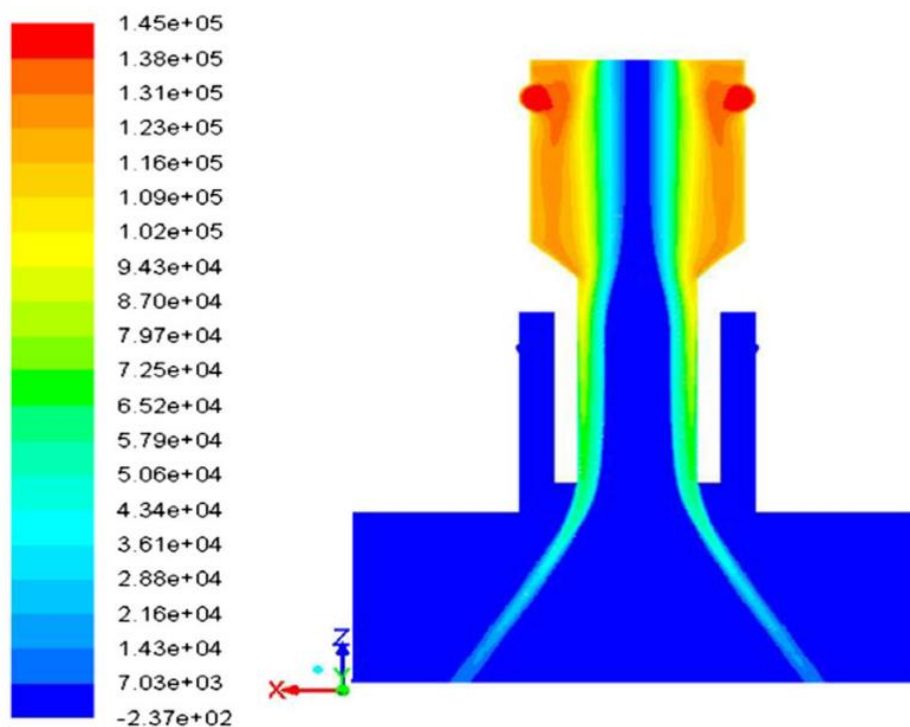


Figura 44 – Contorno de pressão em um modelo em CFD de injetor tangencial [Pa]  
Fonte: RIVAS, 2018

Considerados os resultados das simulações feitas e o algoritmo (Apêndice A) de projeto do injetor para o motor de foguete híbrido ambos os métodos se mostraram promissores. Os erros percentuais em relação ao valor médio de cada parâmetro considerado para convergência durante o refino de malha ficaram abaixo do valor de 10% como pode ser visto na Tabela 9, mostrando um alinhamento relativamente bom da simulação com o as considerações de geometria do domínio e as condições de contorno.

**Tabela 9 – Média de Erros Percentuais durante Estudo de Convergência**

<b>PARÂMETRO</b>	<b>VALOR</b>
Queda de Pressão	1,22%
Ângulo de Saída	3,31%
Vazão Mássica	8,33%

**Fonte: O autor (2023)**

Adicionalmente a simulação mostrou bom alinhamento com o que se foi obtido experimentalmente por NARDI (2015). O valor de 1,7 bar encontrado como parâmetro de pressão a comparar se mostrou não ser o definido pelo trabalho experimental escolhido e após correção do valor a ser retirado da simulação, 2,68 bar, vemos uma melhora dos 43% de erro para 10,6% com o novo valor. Demonstrando que, além de ter bons resultados de convergência, a simulação tem bons resultados quando se considera os resultados experimentais, como mostra a Tabela 10.

**Tabela 10 – Média de Erros Percentuais em Relação a NARDI (2015)**

<b>PARÂMETRO</b>	<b>VALOR</b>
Queda de Pressão	10,62%
Ângulo de Saída	6,65%
Vazão Mássica	8,85%

**Fonte: O autor (2023)**

## 6 CONCLUSÕES

A revisão bibliográfica acerca do injetor a ser usado, que foi o vorticiado de injeção tangencial, e outras opções mostrou bom alinhamento entre a atomização do líquido e a geração de gotas com superfícies de contato em relação a seu volume cada vez maiores, o que favorece a reação, com simplicidade e repetibilidade do item. Além disso foi possível desenvolver um algoritmo para que se seja projetado um injetor desse tipo com um número reduzido de dados de entrada.

As simulações feitas com malhas cada vez mais refinadas a partir desse projeto permitiram avaliar a convergência de um modelo em refino de malha, mostrando um bom alinhamento da simulação com o modelo físico estudado. Os dados obtidos da simulação demonstraram bom comportamento do modelo em relação a geometria definida, o modelo de turbulência ( $k - \varepsilon$ ) e resultados experimentais no que concerne a vazão mássica, o ângulo de saída e queda de pressão (dados usados para análise de convergência).

Como método para se estimar o comportamento e iterar soluções de maneira prévia a criação de um protótipo físico para retirada de curvas de desempenho, tal qual foi feito por NARDI (2015) para a vazão mássica em função da pressão de injeção, mostrado na Equação 26 e na Figura 37, o modelo serve para facilitar uma definição mais precisa do comportamento do protótipo a fim de reduzir o tempo nessa fase do projeto.

As falhas apresentadas na simulação do modelo definido para estudo, como o fluxo de fluido não acompanhar o perfil do injetor por completo e sofrer uma redução não esperada de seção e, portanto, uma queda de pressão pontual, além de recirculação e choque com as paredes do modelo, levou a velocidade nula na condição de contorno de saída de fluxo, o que pode ter afetado as convergências nas simulações individuais e aumentado o tempo gasto simulando o modelo.

Considerados os resultados das simulações feitas e o algoritmo de projeto do injetor para o motor de foguete híbrido, ambos os métodos se mostraram promissores, com média de erros percentuais dos parâmetros considerados para convergência durante o refino de malha abaixo do valor de 10%, o que é uma medida de análise

que favorece o uso desse modelo de simulação para análise de parâmetros e fase de pré-projeto e pré-prototipagem.

## 6.1 TRABALHOS FUTUROS

O algoritmo proposto para projeto do injetor (Apêndice A) ainda pode ser melhorado quando for necessário levar em conta os valores de desempenho expostos. O código já devolve valores das constantes adimensionais citadas ( $Re$ ,  $Oh$  e  $We$ ) além do comprimento médio até ocorrer atomização de acordo com LEFEBVRE (2016) que podem servir de pontos de início para trabalhos de projeto de câmara de combustão ou de avanço no modelo usado em CFD, já que o atual simula o fluxo somente até logo na saída do injetor por questões do limite da licença e do computador usado. Ademais todo esse texto oferece a capacidade de se fazer um protótipo e testá-los para que sejam feitas as curvas de desempenho como fez NARDI (2015).

Além do que pode ser feito em cima do que foi feito nesse trabalho, existe a possibilidade de pegar outros componentes do sistema propulsivo. Controle térmico, eletrônica para injeção, Tanques e linhas para entrega de oxidante, inúmeros são os outros componentes desse tipo de sistema propulsivo que se beneficiam do ponta pé dado por este trabalho com a definição de valores de pressão esperados e com os propelentes definidos.

## REFERÊNCIAS

- AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA. **Foguetes Universitários**. Ministério da Ciência, Tecnologia e Inovações. AEB, 2021. Disponível em: <<https://www.gov.br/aeb/pt-br/acoes-e-programas/aeb-escola-1/propulsao-academica>>. Acesso em: 6 jul. 2023.
- ALMEIDA, Daniel Soares de; SANTOS, Emerson Andrade dos; LANGEL, Günter. Upper Stage Liquid Propellant Rocket Engine: A Case Analysis. *Journal of Aerospace Technology and Management*, v. 13, p. e1221, 2021.
- ANDERSON, William E. et al. Liquid bipropellant injectors. **Liquid Rocket Thrust Chambers: Aspects of Modeling, Analysis, and Design**, v. 200, p. 141-166, 2004.
- ANDERSSON, Erik. Preliminary design of a small-scale liquid-propellant rocket engine testing platform. 2019.
- BAZAROV, Vladimir; YANG, Vigor; PURI, Puneesh. Design and dynamics of jet and swirl injectors. **Liquid Rocket Thrust Chambers: Aspects of Modeling, Analysis, and Design**, v. 200, p. 19-103, 2004.
- BERTOLDI, Artur Elias de Moraes. Avaliação experimental da queima de parafina e óxido nítrico em motores híbridos. 2009.
- BHASKARAN, Rajesh, and Lance Collins. "Introduction to CFD basics." *Cornell University-Sibley School of Mechanical and Aerospace Engineering* (2002): 1-21.
- BOUZIANE, Mohammed et al. Performance comparison of oxidizer injectors in a 1-kN paraffin-fueled hybrid rocket motor. **Aerospace Science and Technology**, v. 89, p. 392-406, 2019.
- BOUZIANE, Mohammed et al. Experimental investigation of the axial oxidizer injectors geometry on a 1-kN paraffin-fueled hybrid rocket motor. **FirePhysChem**, v. 1, n. 4, p. 231-243, 2021.
- CÂMARA, Gabriel Zortéa; INGLEZ, Tammy Mayara Daltoé. Desenvolvimento e teste de combustível alternativo a base de parafina para motores de foguete a propelente híbrido. 2013.
- CARVALHO, Rafael Abreu de. Análise térmica e estrutural do disco injetor do motor de foguete híbrido SARA. 2020.
- CHEN, Longfei et al. A method for measuring planar Sauter mean diameter of multi-component fuel spray based on the combined statistical extinction tomography and particle imaging velocimetry. **Fuel**, v. 214, p. 154-164, 2018.
- CHOWDHURY, Showkat; SEIF, Mohamed A. High Power Rocketry Program: Undergraduate Research Experience for an HBCU. In: **2011 ASEE Annual Conference & Exposition**. 2011. p. 22.773. 1-22.773. 17.
- DA CÁAS, Pedro LK et al. A Brazilian space launch system for the small satellite market. **Aerospace**, v. 6, n. 11, p. 123, 2019.
- DUTTA, Abhraneel et al. The Yellow Jacket Space Program: Insights into Starting a Student Led Space-Shot Rocketry Team at the Georgia Institute of Technology. In: **AIAA Scitech 2019 Forum**. 2019. p. 0615.
- FISCHER, G. A. A. **Injetores centrífugos duais e jato-centrífugos para aplicação em propulsão de foguetes**. 2014. Tese de Doutorado. Master thesis, Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, SP, Brazil.
- GALL, John F. Fluorine-derived chemicals as liquid propellants. **Industrial & Engineering Chemistry**, v. 49, n. 9, p. 1331-1332, 1957.



- GENEVIEVE, Bernard et al. Performance modeling of a paraffin wax/nitrous oxide hybrid rocket motor. In: **49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition**. 2011. p. 420.
- GOMES, S. R. et al. Investigação Experimental da Injeção Rotacional em Motores-Foguete Híbridos. 2012.
- GONTIJO, Maurício Sá. Projeto, análise e otimização preliminar de um motor de foguete a propelente líquido para foguetes de sondagem. 2022.
- HINCKEL, José N.; VILLA NOVA, H. F.; BAZAROV, Vladimir G. CFD analysis of swirl atomizers. In: **44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit**. 2008.
- INSTITUTO FEDERAL SUL-RIO-GRANDENSE. **Aluno da engenharia elétrica é um dos pioneiros do foguetemodélismo no Brasil**. Ministério da Educação. IFRS, 2017. Disponível em: <<http://pelotas.ifsul.edu.br/noticias/aluno-da-engenharia-eletrica-e-um-dos-pioneiros-do-foguetemodélismo-no-brasil>>. Acesso em: 6 jul. 2023.
- INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS. **História**. Ministério da Ciência, Tecnologia e Inovação. Brasília. INPE, 2021. Disponível em: <<https://www.gov.br/inpe/pt-br/aceso-a-informacao/institucional/historia>>. Acesso em: 6 jul. 2023.
- JEAN-PHILYPPE, Joel. A computational model for the design of a nitrous oxide--paraffin wax hybrid rocket engine. **arXiv preprint arXiv:2302.06725**, 2023.
- KESSAEV, J. V. Theory and Calculation of liquid-propellant engines. **Fundamental Course in Engine Design. São José dos Campos: CTA/IAE**, 1997.
- KHATTAB, Mohamad. Innovative solid fuels for hybrid rocket propulsion. 2011.
- KHIL, Taeock et al. Quantification of the transient mass flow rate in a simplex swirl injector. **Measurement Science and Technology**, v. 20, n. 7, p. 075405, 2009.
- LABORATÓRIO DE RESÍDUOS QUÍMICOS - USP. **Rotulagem**. Universidade de São Paulo, Disponível em: <<http://www.ccsc.usp.br/residuos/rotulagem/index.html>>. Acesso em: 14 nov 2023.
- LACAVA, Pedro Teixeira; BASTOS-NETTO, Demétrio; PIMENTA, Amílcar Porto. Design procedure and experimental evaluation of pressure-swirl atomizers. In: **24th international congress of the aeronautical sciences**. 2004.
- LAW, Andy. **Rocket Engine Cycles**. Everyday Astronaut, 2022. Disponível em: <<https://everydayastronaut.com/rocket-engine-cycles>>. Acesso em: 10 jul 2023.
- LECCESE, Giuseppe et al. Simulations of paraffin-based hybrid rocket motors and comparison with experiments. In: **53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference**. 2017. p. 4737.
- LEITE, Alixandro Werneck; ASSIS, Jonathan de Araujo de; CÔRREA, Fernanda das Graças. Propulsão nuclear. 2016.
- LEFEBVRE, Arthur H.; MCDONELL, Vincent G. Atomization and sprays. 2017.
- LEONARDI, Rodrigo; CORRÊA, Adriana Elysa Alimandro. An Overview of Small Satellite Initiatives in Brazil. **Handbook of Small Satellites: Technology, Design, Manufacture, Applications, Economics and Regulation**, p. 1-14, 2020.
- LI, Huixin et al. The design and main performance of a hydrogen peroxide/kerosene coaxial-swirl injector in a lab-scale rocket engine. **Aerospace Science and Technology**, v. 70, p. 636-643, 2017.
- LIU, Juan et al. Effect of geometric parameters on the spray cone angle in the pressure swirl injector. **Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering**, v. 227, n. 2, p. 342-353, 2013.

LIU, Lin-lin et al. Regression rate of paraffin-based fuels in hybrid rocket motor. **Aerospace Science and Technology**, v. 107, p. 106269, 2020.

LYNE, James et al. First Steps in the Development and Testing of Nontoxic, Bioderived Fuels for Hybrid Rocket Motors. In: **43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit**. 2005. p. 741.

MINISTÉRIO DA EDUCAÇÃO. Aluno da engenharia elétrica é um dos pioneiros do foguetemodélismo no Brasil. Instituto Federal Sul-rio-grandense - Câmpus Pelotas, 2017. Disponível em: <<http://pelotas.ifsul.edu.br/noticias/aluno-da-engenharia-eletrica-e-um-dos-pioneiros-do-foguetemodélismo-no-brasil>>. Acesso em: 22 nov 2023.

MUSEU WEG. Inovações do setor de exploração aeroespacial que você usa no dia a dia. WEG, 2022. Disponível em: <<https://museuweg.net/blog/inovacoes-do-setor-de-exploracao-aeroespacial-que-voce-usa-no-dia-a-dia/>>. Acesso em: 22 nov 2023.

NASA. **Historic Facilities: Rocket Engine Test Facility - Conducting a Test**. National Aeronautics and Space Administration, 2018 Disponível em: <<https://www1.grc.nasa.gov/historic-facilities/rocket-engine-test-facility/conducting-a-test>>. Acesso em: 10 jul 2023.

NASA. **Inside the LEO Doghouse: The Art of Expander-Cycle Engines**. National Aeronautics and Space Administration, 2014. Disponível em: <<https://blogs.nasa.gov/J2X/2014/03/24/inside-the-leo-doghouse-the-art-of-expander-cycle-engines>>. Acesso em: 10 jul 2023.

NASA. **Glenn Research Center. Research and Engineering - Combustion and Energy Area**, 2023 Disponível em: <<https://www1.grc.nasa.gov/research-and-engineering/ceaweb/>>. Acesso em: 10 dez 2023.

NASCIMENTO FILHO, Renato de Brito do. Modelagem e análise numérica da injeção de N<sub>2</sub>O em motor de foguete híbrido de parafina. 2021.

NARDI, R. TESTING A SIMPLEX SWIRL INJECTOR, FOR ROCKET ENGINE APPLICATION. 2015

NGUYEN, Nam et al. Design and testing of solid propellant rockets towards NASA Student Launch and Intercollegiate Rocket Engineering Competitions. In: **2018 joint propulsion conference**. 2018. p. 4864.

PARAVAN, Christian; HASHISH, Anwer; SANTOLINI, Valerio. Test Activities on Hybrid Rocket Engines: Combustion Analyses and Green Storable Oxidizers—A Short Review. **Aerospace**, v. 10, n. 7, p. 572, 2023.

OKNINSKI, Adam et al. Hybrid rocket propulsion technology for space transportation revisited-propellant solutions and challenges. **FirePhysChem**, v. 1, n. 4, p. 260-271, 2021.

REHM, Bill et al. Situational problems in MPD. In: **Managed Pressure Drilling**. Gulf Publishing Company, 2008. p. 39-80.

REZENDE, Rene Nardi; PEREZ, V. C.; PIMENTA, Amilcar. Dimensioning a simplex swirl injector. In: **Conference Paper**. 2014.

SAEEDIPOUR, Mahdi et al. A numerical and experimental study of flow behavior in high pressure die casting. **Magnesium Technology 2014**, p. 185-190, 2016.

VASIN, Mykhailo. A Comparison of Different Rocket Engine Cycles Throughout the Years. SoftInWay, 2023. Disponível em: <<https://blog.softinway.com/a-comparison-of-different-rocket-engine-cycles-throughout-the-years/>> Acesso em: 10 jul 2023.

SURMACZ, Paweł; RARATA, Grzegorz. Hybrid rocket propulsion development and application. **Institute of Aviation, Al. Krakowska**, v. 110, n. 114, p. 02-256, 2009.

SUTTON, George P.; BIBLARZ, Oscar. Rocket propulsion elements. 2016.

THAPA, Rabin. Evolution in Propellant of the Rocket Engine. **Journal of Materials**, v. 11, n. 1, p. 8-21, 2023.

TOLA, Ceyhun; NIKBAY, Melike. Multidisciplinary Optimization of a Solid Propellant Sectional Geometry for Internal Ballistic and Structural Strength Criteria. In: 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. 2016. p. 5001.

RILEY, James J. **Fluent - k-epsilon turbulence model**. Curso - Advanced Turbulence Modeling Techniques da University of Washington 2010. Disponível em: <<https://courses.washington.edu/mengr544/handouts-10/Fluent-k-epsilon.pdf>>. Acesso em: 30 nov. 2023.

RIVAS, Julio R. Ronceros et al. Study of internal flow of a bipropellant swirl injector of a rocket engine. **Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering**, v. 40, p. 1-16, 2018.

SRIVASTAVA, Sachin et al. Numerical and Experimental Study of a 230 N Paraffin/N<sub>2</sub>O hybrid rocket. In: **EUCASS 2019-8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences**. 2019. p. 1-13.

VALLURI, Siva Kumar; SCHOENITZ, Mirko; DREIZIN, Edward. Fluorine-containing oxidizers for metal fuels in energetic formulations. **Defence Technology**, v. 15, n. 1, p. 1-22, 2019.

VASQUES, Brunno B.; DE MENDONC, A, Marcio Teixeira; DOURADO, Wladimir Mattos da Costa. Numerical and Experimental Study of Swirl Atomizers for Liquid Propellant Rocket Engines. In: **ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition**. 2011. p. 951-957.

VASQUES, Brunno Barreto; DE SOUZA, Luís Carlos Gadelha. PROJETO DE MOTOR FOGUETE BIPROPELENTE LÍQUIDO.

VON DOEHERN, J. Propellant Handbook. **AIR FORCE ROCKET PROPULSION LAB EDWARDS AFB CA**, 1966.

XCEED ENGINEERING. **Finite Element Analysis Convergence and Mesh Independence**. Disponível em: <<https://www.xceed-eng.com/finite-element-analysis-convergence-and-mesh-independence/>>. Acesso em: 9 dez 2023.

YU, Liang et al. Analysis of CFD for Design Method of Swirl Atomizer. **Applied Mechanics and Materials**, v. 226, p. 812-815, 2012.

**Apêndice A**      Algoritmo em MATLAB para projeto do injetor

```

%%
% Algoritmo pra calcular a dimensão de um injetor tangencial
%%

clear;
clc;

%% Inputs
% Propelente
mdot = 0.05; % Vazão mássica [kg/s]
rho_oxid = 786; % Densidade do oxidante [kg/m^3]
mi = 0.0146 * 0.001; % Viscosidade Dinâmica [1 centipoise = 0.001 SI]
sigma = 2 * 0.001; % Tensão Superficial [1 dyn/cm = 0.001 SI]
p_op = 2*10^6; % Pressão de operação [Pa]

% Injetor
dp = max(0.2*p_op, 80*sqrt(p_op*10)); % Queda de pressão [Pa]
theta = 90; % Ângulo de saída dos jatos (80<theta<120) [grau]
n = 1; % Número de injetores
n_oxid = 2; % Número de furos de entrada oxidante;
dx = 10^-6; % Precisão do X
%%

thetar = (0.5*theta)*(pi/180);
X_oxid = 0;
alfa = asin((X_oxid*sqrt(8))/((1+sqrt(X_oxid))*sqrt(1+X_oxid)));

while abs(thetar-alfa)>dx
    if X_oxid > 1+dx
        fprintf('X passou de 1\n');
        break;
    end
    X_oxid = X_oxid+dx/2;
    alfa = asin((X_oxid*sqrt(8))/((1+sqrt(X_oxid))*sqrt(1+X_oxid)));
end

X_oxid_teorico = 0.0042*(0.5*theta)^1.2714;
Csai_oxid = sqrt((1-X_oxid)^3/(1+X_oxid));
Asai_oxid = mdot/(Csai_oxid*sqrt(2*rho_oxid*dp));
Dsai_oxid = sqrt((4*Asai_oxid)/(pi*n_oxid));

Cent_oxid = sqrt((X_oxid)^3/(2-X_oxid));
Aent_oxid = mdot/(Cent_oxid*sqrt(2*rho_oxid*dp));
Dent_oxid = sqrt((4*Aent_oxid)/(pi*n*n_oxid));

fprintf('Oxidante:\n');
fprintf('Número de injetores:\n');
n

fprintf('Número de furos de entrada\n')
n_oxid

fprintf('\nDimensoes do simplex [mm]\n');

```

```

Dsai_oxid = Dsai_oxid*1000
Lsai_oxid = 0.35*Dsai_oxid
Dent_oxid = Dent_oxid*1000
Dcam_oxid = (2.5+3.3)*0.5*Dsai_oxid
Lcam_oxid = 2.75*Dsai_oxid
t = Dent_oxid*1.3

Re=mdot/(3.14*mi*sqrt(n_oxid)*Dent_oxid*0.001);
Oh=(mi)/sqrt(rho_oxid*sigma*Dsai_oxid*0.001);
We=(Oh*Re)^2;
vaxial=mdot/(rho_oxid*Asai_oxid*(1-X_oxid));

    if 12<We && We<18;
        tb = 6*(We-12)^(-0.25);
    end;
    if 18<We && We<45;
        tb = 2.45*(We-12)^(0.25);
    end;
    if 45<We && We<351;
        tb = 14.1*(We-12)^(-0.25);
    end;
    if 351<We && We<2670;
        tb = 0.766*(We-12)^(0.25);
    end;
    if 2670<We && We<100000;
        tb = 0.766;
    end;

L=vaxial*tb*1000;

```