

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

# **Estudo Numérico de Injetores para Aplicação em Motor Foguete Híbrido**

**Autor: Victor Hugo de Almeida Ventura**  
**Orientador: Prof. Dr. Artur Elias de Moraes Bertodi**

Brasília, DF  
2021



Victor Hugo de Almeida Ventura

# **Estudo Numérico de Injetores para Aplicação em Motor Foguete Híbrido**

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

Universidade de Brasília - UnB

Faculdade UnB Gama - FGA

Orientador: Prof. Dr. Artur Elias de Moraes Bertodi

Coorientador: Prof. PhD. Domenico Simone

Brasília, DF

2021

---

Victor Hugo de Almeida Ventura

Estudo Numérico de Injetores para Aplicação em Motor Foguete Híbrido /  
Victor Hugo de Almeida Ventura. – Brasília, DF, 2021-  
57 p. : il. (algumas color.) ; 30 cm.

Orientador: Prof. Dr. Artur Elias de Moraes Bertodi

Trabalho de Conclusão de Curso – Universidade de Brasília - UnB  
Faculdade UnB Gama - FGA , 2021.

1. Atomização. 2. Motor foguete híbrido. I. Prof. Dr. Artur Elias de Moraes Bertodi. II. Universidade de Brasília. III. Faculdade UnB Gama. IV. Estudo Numérico de Injetores para Aplicação em Motor Foguete Híbrido

CDU

---

Victor Hugo de Almeida Ventura

## **Estudo Numérico de Injetores para Aplicação em Motor Foguete Híbrido**

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

Trabalho aprovado. Brasília, DF, 18 de Novembro de 2021:

---

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

---

**Prof. PhD. Domenico Simone**  
Convidado 1

---

**Prof. Dr. Jungpyo Lee**  
Convidado 2

Brasília, DF  
2021

A todos aqueles que foram cedo demais.

# Agradecimentos

*Um obrigado ao Universo por existir, suas leis e constantes que definem a nossa realidade e a possibilidade de estudarmos os seus mistérios. Um enorme agradecimento aos meus pais e ao meu irmão, Sandra, Raimundo e Álvaro, por todo o carinho, compreensão e apoio nos dias mais claros e nas noites mais escuras. Aos meus diversos amigos que fiz, formando uma grande Ohana, passando pela AESS, Mamutes do Cerrado e DragonFly. Um especial agradecimento a Lídia Ruanny, Odilon Neto, Daniel Moreira, Higor David e Beatriz Andrade, por todas as horas de trabalho, conselhos e aventuras. Ao meu orientador, Artur Bertoldi por sua paciência e suporte nesta última etapa da graduação. E, por último e não menos importante, aos meus fiéis escudeiros, Luke e Duda, por todo carinho e companheirismo nessa pandemia.*

*"Todas as luzes no céu são estrelas!"  
(Gurren Lagann)*

# Resumo

A atomização dos propelentes tem um grande papel na eficiência dos motores químicos, propelente líquido e híbrido. Com uma boa atomização os propelentes são mais facilmente vaporizados, misturados e queimados facilitando a combustão e diminuindo o comprimento da câmara de combustão. Neste trabalho estuda-se os princípios que regem a atomização e o projeto de dois tipos de injetores: *Showerhead* e *Pressure Swirl*. Na segunda etapa, foram realizadas análises numéricas utilizando fluidodinâmica computacional para caracterizar o escoamento num teste à frio com água.

**Palavras-chaves:** Atomização, Propulsão Química, Foguete Híbrido, Showerhead, Pressure Swirl, CFD.



# Abstract

The propellant atomization has a major role in the efficiency of liquid and hybrid chemical propulsion rockets. With effective atomization, the propellants vaporize easily and it leads to a proper combustion process that may decrease the combustion chamber's length. In this work is studied the principles that rule the propellant atomization process in the injector plate using two types of injector, Showerhead and Pressure Swirl. At first, it is approaching the theory of injectors design and atomization processes. In the second part, a numerical analysis, using computational fluid dynamics, that carried out to characterize the flow near the injector plate and in the pre-chamber in a simulation of a experimental test with water.

**Key-words:** Atomization, Chemical Rockets, Hybrid Rocket, Showerhead, Pressure Swirl, CFD.

# Lista de ilustrações

Figura 1 – Motor Propelente Sólido Fonte: University of Waikato . . . . .	21
Figura 2 – Motor Propelente Líquido. Disponível em: <a href="https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=4956040">https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=4956040</a> . Acessado em: 20/05/2021 . . . . .	22
Figura 3 – Motor Propelente Híbrido Fonte:(PALATEERDHAM et al., ) . . . . .	23
Figura 4 – Diagrama Weber-Reynolds-Ohnesorge Fonte: (GONTIJO; SHYNKARENKO, 2020) . . . . .	24
Figura 5 – Ilustração da atomização primária e secundária num injetor Pressure Swirl.Fonte: (KANG et al., 2018) . . . . .	26
Figura 6 – Injetor tipo chuva (Shower Head). Fonte: (SUTTON; BIBLARZ, 2010)	27
Figura 7 – Injetor centrífugo (Pressure Swirl) (Bouziane et al., 2017) . . . . .	28
Figura 8 – Estágios do desenvolvimento do spray com aumento da pressão do líquido.Fonte: (LEFEBVRE; MCDONELL, 2017) . . . . .	29
Figura 9 – Geometria 1 SH . . . . .	31
Figura 10 – Geometria 2 SH . . . . .	32
Figura 11 – Geometria 3 SH . . . . .	32
Figura 12 – Direção do Fluxo SH . . . . .	33
Figura 13 – Malha SH . . . . .	33
Figura 14 – Detalhe da Malha SH . . . . .	34
Figura 15 – Geometria PSW . . . . .	35
Figura 16 – Geometria 1 PSW . . . . .	35
Figura 17 – Geometria 2 PSW . . . . .	36
Figura 18 – Direção do Fluxo PSW . . . . .	36
Figura 19 – Inlet PSW . . . . .	37
Figura 20 – Malha PSW . . . . .	37
Figura 21 – Malha Interna PSW . . . . .	38
Figura 22 – CAD do injetor <i>Showerhead</i> . Fonte: Autor . . . . .	39
Figura 23 – CAD do injetor <i>Pressure Swirl</i> . Fonte: Autor . . . . .	41
Figura 24 – Velocidade SH 2D . . . . .	42
Figura 25 – Pressão SH . . . . .	42
Figura 26 – Vetores de Velocidade SH . . . . .	43
Figura 27 – Streamlines SH 3D . . . . .	43
Figura 28 – Pressão SH 3D . . . . .	44
Figura 29 – Comparação do padrão de escoamento de (BOUZIANE et al., 2017) com o simulado. . . . .	44
Figura 30 – Pressão PSW . . . . .	45

Figura 31 – Velocidade PSW . . . . .	46
Figura 32 – Streamlines do PSW . . . . .	46
Figura 33 – Vetores de Velocidade do PSW . . . . .	46
Figura 34 – Fração de Volume PSW . . . . .	47
Figura 35 – Comparação do padrão de escoamento de (BOUZIANE et al., 2017) com o simulado. . . . .	47
Figura 36 – Desenho Técnico da placa injetora SH . . . . .	52
Figura 37 – Desenho Técnico do copo . . . . .	53
Figura 38 – Desenho Técnico da placa do PSW . . . . .	54
Figura 39 – Desenho Técnico da placa com o copo . . . . .	55

# Lista de tabelas

Tabela 1 – Intervalo de valores dos grupos adimensionais . . . . .	30
Tabela 2 – Estatísticas da Malha SH . . . . .	34
Tabela 3 – Condições de Contorno SH . . . . .	34
Tabela 4 – Estatísticas da Malha PSW . . . . .	38
Tabela 5 – Condições de Contorno PSW . . . . .	38
Tabela 6 – Propriedades <i>Showerhead</i> . . . . .	39
Tabela 7 – Propriedades do Escoamento no Injetor <i>Showerhead</i> . . . . .	40
Tabela 8 – Propriedades do Injetor <i>Pressure Swirl</i> . . . . .	40
Tabela 9 – Propriedades do Escoamento no Injetor <i>Pressure Swirl</i> . . . . .	40
Tabela 10 – Condições de Contorno do SH . . . . .	41
Tabela 11 – Condições de Contorno do PSW . . . . .	45
Tabela 12 – Propriedades do óxido nítrico (BOUZIANE et al., 2019) . . . . .	57

# Lista de abreviaturas e siglas

SH	Shower Head
HC	Hollow Cone
PSW	Pressure Swirl
VOR	Vortex
SSME	Space Shuttle Main Engine
O/F	Razão entre oxidante e combustível
Re	Número de Reynolds
$v_{inj}$	Velocidade de Injeção
d	Diâmetro da porta de injeção
We	Número de Weber
Oh	Número de Ohnesorge
FN	Número de Escoamento
$\dot{m}_{ox}$	Vazão mássica de Oxidante
$P_{ox}$	Pressão de Oxidante
Cd	Coefficiente de Descarga
$N_{inj}$	Número de Injetores
SMD	Diâmetro Médio Sauter
$D_{inj}$	Diâmetro do injetor
$A_{inj}$	Área do Injetor
$U_{ox}$	Velocidade do Escoamento de Oxidante
$A_a$	Área do orifício
$A_o$	Área do núcleo
$D_o$	Diâmetro do Orifício

$x$	Razão entre as Áreas do Núcleo de Ar e do Orifício de Saída
$h_o$	Espessura do Filme
$D_s$	Diâmetro da Câmara de Vortex
$L_p$	Comprimento da Porta
$D_p$	Diâmetro da Porta
$L_s$	Comprimento da Câmara de vortex
$L_o$	Comprimento do Orifício de Saída
$D_a$	Diâmetro do Núcleo de ar
$D_o$	Diâmetro do Orifício
VOF	Volume Of Fraction
CAD	Computer Aided Design

# Lista de símbolos

$\rho_{ox}$	Densidade do Oxidante
$\mu_{ox}$	Velocidade Dinamica de Oxidante
$\sigma$	Tensão Superficial do Líquido
$\Delta P_{ox}$	Varição de Pressão no Injetor
$\rho_{oxL}$	Densidade do Oxidante Líquido
$\theta$	Semi Ângulo de Spray

# Sumário

<b>1</b>	<b>INTRODUÇÃO</b>	<b>17</b>
1.1	Estado da Arte	18
1.2	Motivação	20
1.3	Objetivos Gerais	20
1.4	Objetivos Específicos	20
<b>2</b>	<b>FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA</b>	<b>21</b>
2.1	Tipos de foguetes	21
2.2	Parâmetros Adimensionais	23
2.3	Atomização	25
2.4	Injetores	26
2.4.1	Showerhead	27
2.4.2	Pressure Swirl	28
2.5	Simulação Numérica	30
2.5.1	Metodologia da Simulação	31
2.5.2	<i>Showerhead</i>	31
2.5.3	<i>Pressure Swirl</i>	34
<b>3</b>	<b>RESULTADOS</b>	<b>39</b>
3.1	Showerhead	39
3.2	<i>Pressure Swirl</i>	40
3.3	Simulação Numérica	41
3.3.1	<i>Showerhead</i>	41
3.3.2	Resultados da Simulação do <i>Pressure Swirl</i>	45
<b>4</b>	<b>CONCLUSÃO</b>	<b>48</b>
	<b>REFERÊNCIAS</b>	<b>49</b>
	<b>APÊNDICES</b>	<b>51</b>
	<b>APÊNDICE A – DESENHO TÉCNICO SH</b>	<b>52</b>
	<b>APÊNDICE B – DESENHOS TÉCNICOS PSW</b>	<b>53</b>



<b>ANEXOS</b>	<b>56</b>
<b>ANEXO A – PRIMEIRO ANEXO . . . . .</b>	<b>57</b>

# 1 Introdução

Na proeminente corrida espacial do século XXI o desenvolvimento de melhores motores foguetes se faz necessário. Em busca da melhor relação entre carga paga e combustível queimado, visa-se otimizar a relação entre carga paga (*payload*) levados ao espaço por um menor preço. Nesse ínterim, o desenvolvimento e estudo de injetores é relevante pois, permite a pesquisa e desenvolvimento de motores foguete mais eficientes e sem o fenômeno instabilidade de combustão.

Propulsão foguete é definido por (SUTTON; BIBLARZ, 2010) como uma classe de propulsão a jato que produz empuxo por ejeção de matéria armazenada, chamada de propelente, em um veículo voador. Os motores foguete propelente químico são assim divididos em três grupos de acordo com as características físicas dos seus propelentes: motor de combustível sólido, motor de combustível líquido e motor de combustível híbrido.

Independentemente do tipo de motor, é dentro da câmara de combustão que ocorre a reação que produz os gases que impulsionam o foguete. Uma reação à alta pressão entre o combustível e o oxidante liberando uma grande quantidade de energia que aquece os gases a altas temperaturas (de 2500 a 4100°C). Esses gases são então comprimidos e expandidos na tubeira transformando a energia química dos gases em energia cinética e então acelerados a altas velocidades, o que impulsiona o engenho.

Dentro da câmara de combustão do motor foguete os injetores têm a função similar à de um carburador num motor de combustão interna. Ele deve introduzir nas medidas corretas os fluxos de propelentes na câmara de combustão fazendo com que os líquidos sejam quebrados em pequenas gotículas (processo chamado de atomização), vaporizados e misturados de tal forma a garantir uma queima estável e uma maior eficiência de combustão. (SUTTON; BIBLARZ, 2010).

Uma maior eficiência na combustão aumenta os ganhos em velocidade característica, impulso específico, podendo implicar em uma possível redução no comprimento da câmara de combustão. Diminuindo as perdas de propelentes, produzindo um sistema propulsivo mais leve e eficiente o que permite um aumento de carga paga em foguetes e espaçonaves (MATOS, 2013).

Dois tipos de injetores serão estudados neste trabalho. O mais simples deles é o tipo *Showerhead*, que injeta um fluxo axial de propelente com baixa mistura e atomização. E, o tipo *Pressure Swirl* onde o movimento centrífugo ou redemoinho dentro da peça imbui o fluido com velocidades axiais e transversais que fazem com que o fluido seja ejetado em forma de uma folha cônica oca.

Os injetores têm a tarefa de atomizar o fluido propelente para haver uma maior mistura e eficiência de combustão. O processo de atomização consiste em transformar ligamentos e grandes gotas em gotículas, o que aumenta a área superficial de contato. Com gotas menores há um menor tempo gasto para que ocorra a combustão o que influencia diretamente na eficiência da combustão.

Ferramentas computacionais são importantes aliados no desenvolvimento de novas tecnologias. Elas nos permitem testar e prever comportamentos de diferentes configurações de um mesmo objeto de estudo sem ter que realizar testes experimentais, diminuindo custos e poupando tempo.

Além disso, possibilitam a visualização de fenômenos que não seriam visíveis em testes experimentais, como efeitos de viscosidade e camada limite, regiões de recirculação, queda de pressão no injetor, comportamento da chama na câmara de combustão, degradação da tubeira durante o funcionamento do motor entre outros fatores. Esses fatos, entre outros, ilustram a importância que a fluido dinâmica computacional possui atualmente na engenharia aeroespacial.

## 1.1 Estado da Arte

([LACAVA; BASTOS-NETTO; PIMENTA, 2004](#)), sugerem um procedimento para o projeto de um injetor Pressure Swirl. Um injetor PSW foi manufaturado seguindo esse projeto. O fluxo de massa, coeficiente de descarga, o semi ângulo de spray, o diâmetro médio Sauter e a distribuição de tamanho de gota foram obtidos experimentalmente e comparados com a teoria utilizada para o design do injetor para um melhor entendimento do comportamento do spray.

([DUMOUCHEL, 2008](#)), revisou algumas investigações experimentais dedicadas à atomização primária sobre diversas situações como: jatos cilíndricos, lâminas planas, jatos cilíndricos assistidos por ar e lâminas planas assistidas por ar. Explana sobre a grande variedade de poderosos diagnósticos disponíveis para investigar a quebra primária destacando a técnica de imageamento balístico para uma acurada visualização de jatos em alta velocidade, a técnica de extinção de raios X para quantificar a fração local de líquido em regiões densas, a técnica de sonda óptica para determinar a probabilidade de presença de líquido em regiões densas, e a técnica de extinção de laser infravermelho para medir a distribuição do tamanho de gota em sprays densos.

([GULDENBECHER; LÓPEZ-RIVERA; SOJKA, 2009](#)), apresentaram a abundante literatura e discutiram sobre os métodos experimentais, morfologia de quebra, distribuição de velocidade e tamanho de fragmentos, assim como os esforços de modelagem acerca da segunda atomização. Verificaram que o processo de quebra tem bastante influência do número de Weber e relativa independência a cerca de outros parâmetros como o

número de Ohnesorge, número de Reynolds, densidade e viscosidade. Por fim, descreveram uma consistente proposta sobre os mecanismos físicos que são apoiados por observação experimental.

(LAZZARIN et al., 2011), neste trabalho foi utilizado um software de CFD comercial para simular diferentes configurações de motores de foguete híbrido com  $N_2O$  como oxidante e cera de parafina como combustível. O grande objetivo era a descrição de modelos numéricos adequados para serem aplicados em casos de testes em que injeção líquida tem que ser representada. Para validar os resultados do CFD resultados experimentais foram utilizados.

(GOMES; ROCCO; ROCCO, 2015), realizaram testes para quantificar o aumento na taxa de regressão de um grão de polietileno com o uso de injetor tipo *swirl* em comparação a um axial. Sete testes foram realizados com cada um e os resultados comparados. Houve um aumento de 50% do *swirl* em comparação ao axial.

(OCHMAN; BIALIK; GIL, 2015), estudaram as características do escoamento de tubeiras, o ângulo de spray, a distribuição de líquido no escoamento e a extensão do fluxo durante a pesquisa experimental de atomização de combustível. Observaram o efeito benéfico do aumento de temperatura no processo de atomização; o ângulo de spray aumenta com o aumento da pressão até um limite máximo; os valores do ângulo de spray calculado baseado na intensidade de distribuição de fluxo radial de combustível são comparáveis aos valores determinados baseados em medidas diretas e, a distribuição radial de fluxo de combustível depende da sobre pressão e coeficiente de velocidade dinâmica.

(RIVAS, 2015), este trabalho apresenta o estudo e simulação numérica de um injetor centrífugo bipropelente similar ao utilizado no motor RD-0110. Comparando os tamanhos de gota do modelo matemático proposto com resultados de equações empíricas, testes experimentais e simulação numérica utilizando o modelo de atomização Cone. Para simular os efeitos de turbulência foi utilizado o modelo RNG k- $\epsilon$  através do software comercial Ansys Fluent procurando obter uma adequada atomização, distribuição homogênea dos propelentes e dispersão do tamanho de gotas que leve a uma combustão eficiente.

(BOUZIANE et al., 2019), desenvolveram quatro tipos de injetores, *Shower Head* (SH), *Hollow-Cone* (HC), *Pressure-Swirl* (PSW) e *Vortex* (VOR); para investigar os efeitos da injeção de oxidante na performance de motores foguetes híbridos. Uma série de testes a frio foram realizados com água e óxido nítrico para obter um bom entendimento sobre os perfis de spray. Testes a quente foram realizados para investigar a taxa de regressão de combustível, impulso específico e eficiência de combustão num motor de 1 kN de empuxo em escala de laboratório, variando as características do fluxo de oxidante com os quatro tipos de injetores.

([STORY et al., 2020](#)), realizaram um programa de desenvolvimento de tecnologia para determinar se os benefícios da propulsão híbrida poderiam ser utilizados para aplicação de um veículo de ascensão em Marte. Ao longo de cinco anos, um novo combustível a base de parafina foi desenvolvido, caracterizado e testado com misturas de óxidos de nitrogênio. Várias campanhas de testes a quente foram completadas em subescala e escala real.

## 1.2 Motivação

Este trabalho busca estudar o problema da atomização em motores de foguete, devido a sua importância para a eficiência da combustão, utilizando os injetores *Showerhead*, *Pressure Swirl*. Sendo o *Showerhead*, o mais simples e comum, servirá de parâmetro de comparação. Futuramente, o *Showerhead* e o *Pressure Swirl* serão testados no motor SARA no laboratório de propulsão química da Faculdade do Gama.

## 1.3 Objetivos Gerais

Este presente trabalho tem como objetivo projetar, caracterizar numericamente e observar o processo de atomização em dois diferentes injetores, SH e PSW.

## 1.4 Objetivos Específicos

- Dimensionar os injetores tipo, *Showerhead* e *Pressure Swirl* para aplicação em motores híbridos.
- Gerar malha para os modelos tridimensionais dos injetores a partir do método de volumes finitos;
- Realizar simulação numérica do escoamento nos injetores com o auxílio do software *ANSYS Fluent*;
- Comparar escoamentos numéricos com experimentais;

## 2 Fundamentação Teórica

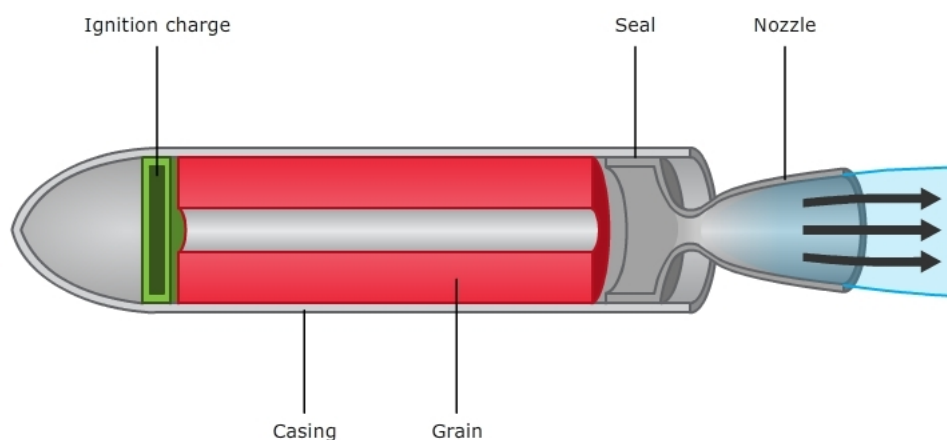
Nesta sessão serão explanados os referencias que guiam o trabalho. Apresentando as fundamentações teóricas sobre o problema de estudo sobre atomização e dimensionamento de injetores.

### 2.1 Tipos de foguetes

Os motores de foguetes propelente químico são classificados em três categorias de acordo com o estado físico de seus propelentes: sólido, líquido ou híbrido.

Em motores de propelente sólido os propelentes a serem queimados são contidos na câmara de combustão numa carga chamada de grão que contém todos os elementos químicos para a queima completa. A cavidade do grão se expande à medida que a combustão acontece. Os gases resultantes fluem através do bocal supersônico para transmitir empuxo(SUTTON; BIBLARZ, 2010). Os motores sólidos não possuem injetores já que ambos os propelentes já estão na câmara de empuxo.

Motores sólidos são os mais simples dos três, possuem poucas partes móveis, baixo impulso específico, a queima uma vez iniciada é quase impossível ser interrompida e podem ser guardados por anos. A figura 1 ilustra um motor sólido de uma porta (cavidade dentro do grão), com ignitor, grão combustível e tubeira.



© Copyright. 2011. University of Waikato. All Rights Reserved.

Figura 1 – Motor Propelente Sólido Fonte: University of Waikato

Em motores a propelente líquido os propelentes em forma líquida são armazenados em tanques e injetados a alta pressão na câmara de combustão onde são queimados e expandidos até velocidades supersônicas. Na figura 2 está ilustrado um esquemático de motor líquido com os tanques de propelente, o sistema de pressurização desses tanques e a câmara de combustão e a tubeira. Os injetores em motores líquidos são responsáveis por injetar e misturar os propelentes nas razões adequadas para a maior eficiência de combustão dentro da câmara.

Motores líquidos são os mais complexos dos três, possuem muitas partes móveis, elevado impulso específico, a queima pode ser interrompida e reiniciada através do acionamento das válvulas e do ignitor e no caso de combustíveis criogênicos os tanques são supridos momentos antes do lançamento.

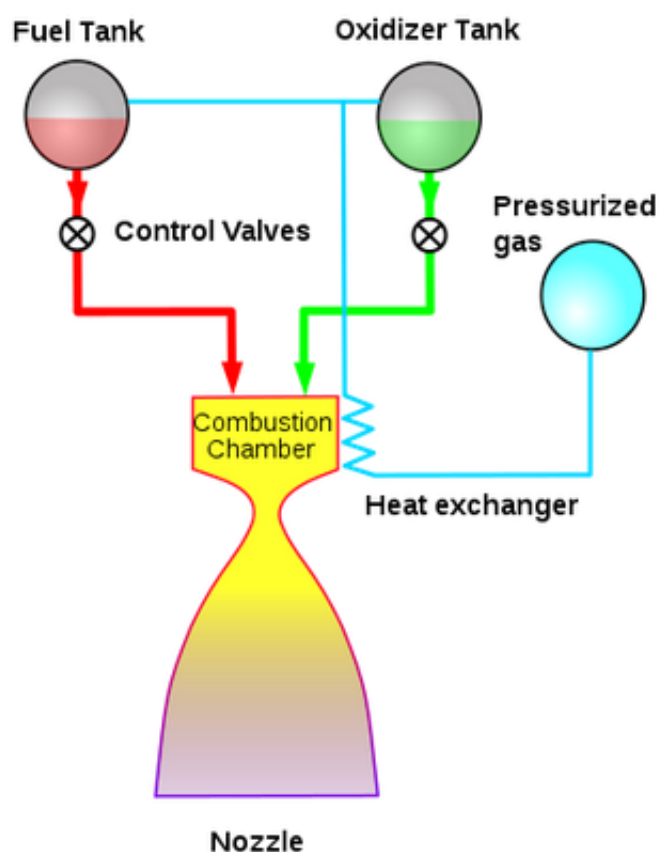


Figura 2 – Motor Propelente Líquido.

Disponível em: <https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=4956040>. Acessado em: 20/05/2021

Em motores híbridos, um dos propelentes está em forma sólida enquanto o outro está em forma líquida. Normalmente, o oxidante está líquido (alojado em tanques) e o combustível, sólido, em forma de grão combustível localizado dentro da câmara de combustão. A queima ocorre dentro da porta de combustão, regredindo o grão combustível,

ou seja, diminuindo-o liberando gases que serão expandidos no bocal até velocidades supersônicas. Os injetores em motores híbridos têm a função de introduzir o oxidante na vazão correta e de forma homogênea no formato de gotículas para garantir uma melhor queima do grão combustível.

Motores híbridos possuem um meio termo entre as vantagens e desvantagens dos motores sólido e líquido. São seguros e controláveis, podem desligar e religar o motor, causam um menor impacto ao meio ambiente, são robustos, possuem baixa sensibilidade a temperatura e custos reduzidos em comparação com as outras tecnologias. Entretanto, possuem baixa taxa de regressão do combustível sólido, baixa densidade de empacotamento, eficiência da combustão, variação da razão de mistura (O/F) e, principalmente, falta de amadurecimento tecnológico.

Na figura 3, temos um esquemático de um motor híbrido onde podemos ver o tanque pressurizante, o tanque de oxidante líquido, a câmara de combustão com o grão combustível e a tubeira.

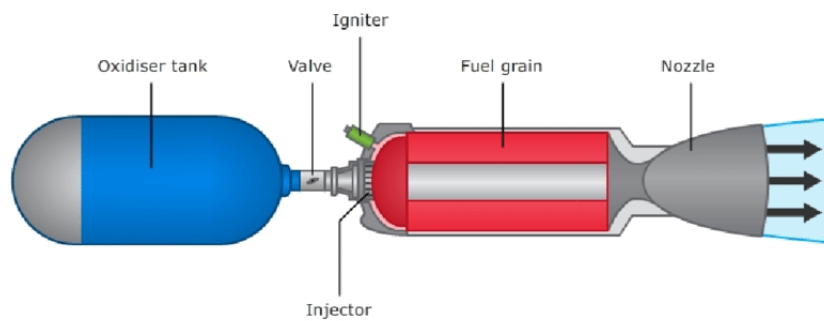


Figura 3 – Motor Propelente Híbrido Fonte:([PALATEERDHAM et al.,](#) )

## 2.2 Parâmetros Adimensionais

A atomização de fluido pode ser caracterizada por quatro números adimensionais. Eles servem como parâmetros para o entendimento do comportamento do fluido e a possível atomização. O primeiro é o número de Reynolds ( $Re$ ) que relaciona as forças de inércia e viscosidade. Para orifícios de injeção típicos esse valor tem que ser maior que 2300 para garantir um regime de turbulência e mistura entre o fluido injetado e o gás da combustão ([GAMPER; HINK, 2013](#)).

$$Re = \frac{\rho_{ox} v_{inj} d}{\mu} \quad (2.1)$$

Onde  $\rho_{ox}$  é a densidade do fluido,  $v_{inj}$  é a velocidade de injeção,  $d$  o diâmetro da porta de injeção e  $\mu$  a viscosidade dinâmica do oxidante.



O segundo é o número de Weber (We) que relaciona as forças de inércia com as de tensão superficial entre as fases líquidas e gasosas dentro da câmara de combustão.

$$We = \frac{\rho_{ox} v_{inj}^2 d}{\sigma} \quad (2.2)$$

Onde  $\sigma$  é a tensão superficial do líquido.

O terceiro é o número de Ohnesorge (Oh) que compara a influência da viscosidade com relação a as forças de deformação de gotas.([GAMPER; HINK, 2013](#))

$$Oh = \frac{\mu}{\sqrt{\rho_{ox} \sigma d}} \quad (2.3)$$

Esses três parâmetros estão relacionados de acordo com a seguinte equação e diagrama(figura 4):

$$Oh = \frac{\sqrt{We}}{Re} \quad (2.4)$$

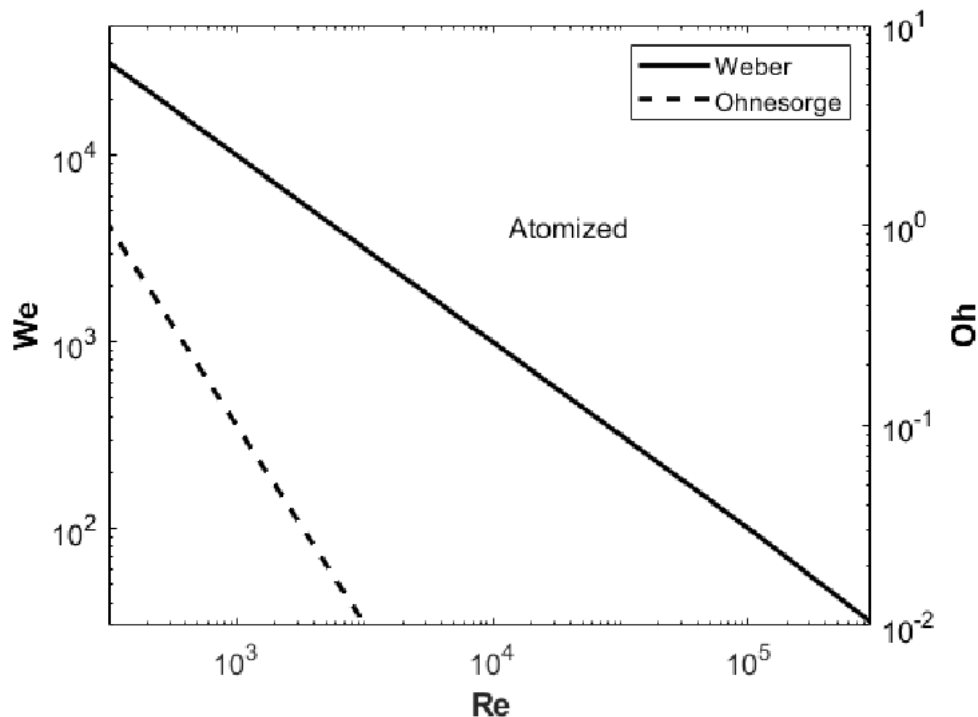


Figura 4 – Diagrama Weber-Reynolds-Ohnesorge Fonte: ([GONTIJO; SHYNKARENKO, 2020](#)) .

Outro importante parâmetro adimensional é o coeficiente de descarga (Cd) que é a razão entre a atual taxa de fluxo e a teórica. Para cada caso é utilizado uma maneira diferente de cálculo.

E por último, o número de escoamento FN que representa área efetiva de escoamento. Sendo calculado como a razão entre a vazão mássica do oxidante e a raiz do produto entre a massa específica do oxidante e a queda de pressão no injetor.

$$FN = \frac{\dot{m}_{ox}}{\sqrt{\rho_{ox} \cdot \Delta P_{ox}}} \quad (2.5)$$

## 2.3 Atomização

O processo de atomização pode ser resumido como o processo em que um volume de líquido é convertido em pequenas gotas (LEFEBVRE; MCDONELL, 2017). Onde forças internas e externas rompem a influência de consolidação da tensão superficial. Sem a influência dessas forças o líquido tem a forma de uma esfera já que é a forma com mínima energia de superfície. Havendo ação de forças aerodinâmicas sobre a superfície do líquido pode ocorrer a quebra do líquido quando essas forças excedem a força de consolidação da tensão superficial.

A performance de um injetor depende do seu tamanho, geometria e as propriedades físicas do líquido a ser atomizado (como densidade, viscosidade e tensão superficial ) e do meio gasoso onde as gotas são descarregadas (como densidade do gás e pressão). Para injetores axiais, como o SH e o *Shear Coaxial*, o parâmetro mais importante para a atomização é o diâmetro final de descarga, já para o PSW a propriedade crítica é a espessura da lâmina líquida que sai do injetor.

A viscosidade é a propriedade mais importante do fluido. Ela afeta o tamanho das gotas, sua distribuição e o fluxo do spray depois do orifício de saída. Sendo inversamente proporcional ao número de Reynolds, um aumento na viscosidade impede o desenvolvimento de instabilidades no jato ou lâmina o que atrasa a desintegração e aumenta o tamanho das gotas no spray. Para PSW um aumento de viscosidade acarreta em um ângulo de estreito de spray (LEFEBVRE; MCDONELL, 2017).

No *Pressure Swirl*, o aumento na densidade do gás onde o líquido é descarregado acarreta numa diminuição do ângulo de spray e, também, uma diminuição do tamanho médio das gotas. Já em injetores axiais como o *Showerhead* e o *Shear Coaxial* leva a um ângulo de spray mais amplo (LEFEBVRE; MCDONELL, 2017). No geral, a quebra de uma gota é controlada pela pressão dinâmica, tensão superficial, e forças viscosas. Quanto maior for o número de Weber, maior é a deformação por forças externas comparado com as forças de restauração da tensão superficial (LEFEBVRE; MCDONELL, 2017).

O número de Ohnesorge indica as propriedades dos glóbulos formados na primeira atomização (ou quebra) antes deles se separarem em gotas menores durante a segunda atomização. É um indicador de estabilidade e viscosidade pois demonstra a resistência

do glóbulo para futuras desintegrações e, também, o efeito da viscosidade do líquido no glóbulo (LEFEBVRE; MCDONELL, 2017).

O princípio básico da desintegração de um líquido é aumentar a área de superfície em forma de uma haste ou de uma lâmina até ocorrer instabilidades e colapsar em gotas. A atomização primária está relacionada a ação de forças internas como turbulência, efeitos inerciais e tensão superficial. A atomização secundária envolve a ação de forças aerodinâmicas além das forças já presentes na primeira. Essas forças aerodinâmicas agem diretamente na superfície do jato, repartindo as gotas formadas na atomização primária em gotas menores. (LEFEBVRE; MCDONELL, 2017) A figura 5 a seguir ilustra a atomização primária e secundária num injetor Pressure Swirl.

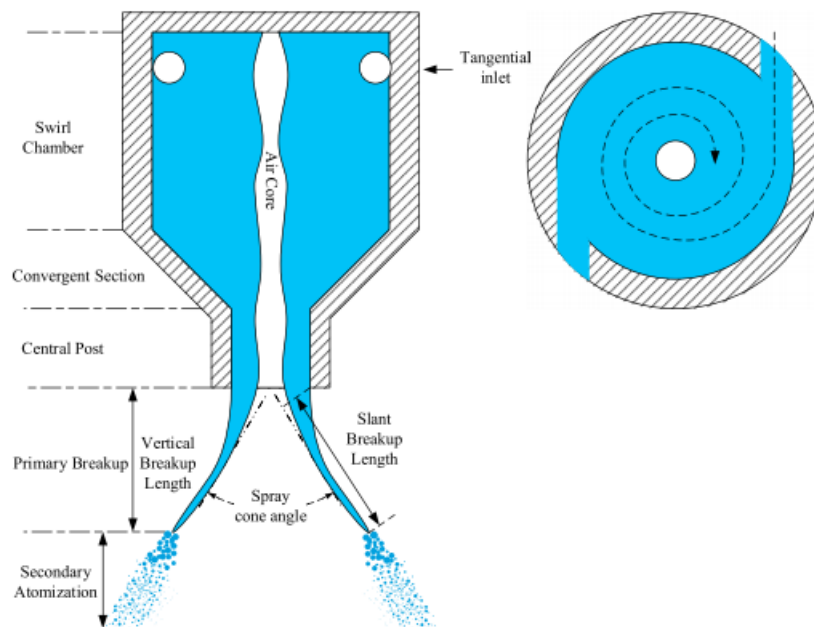


Figura 5 – Ilustração da atomização primária e secundária num injetor Pressure Swirl. Fonte: (KANG et al., 2018)

## 2.4 Injetores

O injetor é a peça responsável pela atomização dos propelentes dentro da câmara de combustão do motor foguete. Reduzir o tamanho das gotas é uma das formas de melhorar a eficiência da combustão pois, gotas menores aumentam a superfície de contato o que produz uma rápida ignição e estabelece uma frente de chama próxima ao cabeçote de injeção. Em contra partida, gotas maiores demoram mais tempo para queimar, o que aumenta o comprimento da câmara de combustão (KHAVKIN, 2003).

A seguir será detalhado as maneiras de equacionar e dimensionar os injetores tipo *Showerhead* (SH) e *Pressure Swirl* (PSW).

### 2.4.1 Showerhead

O injetor *showerhead* é um tipo não colidente que injeta jatos de propelente de forma axial, ou seja, normal a face da placa injetora. Depende de turbulência e difusão para ocorrer a mistura além de uma larga câmara de combustão (SUTTON; BIBLARZ, 2010). Sendo o mais simples dos injetores é o que tem a pior atomização servindo como parâmetro de referência básico para comparação com outros injetores. O foguete alemão V-2 utilizava esse tipo de injetor. A figura 6, a seguir, ilustra uma placa injetora do tipo SH para motor líquido.

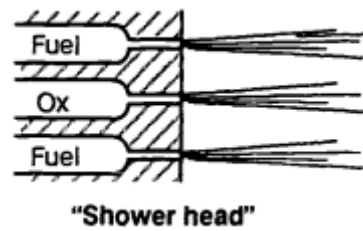


Figura 6 – Injetor tipo chuveiro (Shower Head). Fonte: (SUTTON; BIBLARZ, 2010)

A equação 2.6 nos diz que a área de injeção é um parâmetro que depende somente do fluxo de massa de oxidante, coeficiente de descarga e a raiz do produto entre a densidade do líquido e a queda de pressão no injetor.

$$\dot{m}_{ox} = C_d \cdot N_{inj} \cdot A_{inj} \cdot \sqrt{2 \cdot \rho_{ox} \cdot \Delta P} \quad (2.6)$$

O diâmetro médio Sauter (SMD) representa a razão entre o volume e a área superficial do spray (LEFEBVRE; MCDONELL, 2017). O SMD é a estimativa mais utilizada para o tamanho de gota, sendo o tamanho médio das partículas na região de atomização (Bouziane et al., 2019). De acordo com (TANASAWA, 1955). No caso de injetor tipo SH ele pode ser calculado de acordo como:

$$SMD = 47 \frac{D_{inj}}{u_{ox}} \left( \frac{\sigma}{\rho_{ox} G} \right)^{0.25} \left[ 1 + 331 \frac{\mu_L}{(\rho_{ox} L \times \sigma \times D_{inj})^{0.5}} \right] \quad (2.7)$$

Onde a velocidade de escoamento do oxidante ( $u_{ox}$ ) é descrita pela seguinte equação:

$$u_{ox} = \frac{\dot{m}_{ox}}{\rho_{ox} \cdot A_{inj}} \quad (2.8)$$

### 2.4.2 Pressure Swirl

Nos injetores tipo centrífugo (PSW) o líquido entra na câmara de vórtice através de portas tangenciais que dão um alta velocidade angular e cria um redemoinho (vórtice) com núcleo de ar que se estende da base ao topo, orifício de saída (MATOS, 2013). O líquido em rotação sai do orifício de saída com ambas velocidades axial e radial, e emerge sob a forma de uma lâmina cônica oca (Lefebvre e McDonell, 2017). A figura 7 ilustra o design de um injetor PSW.

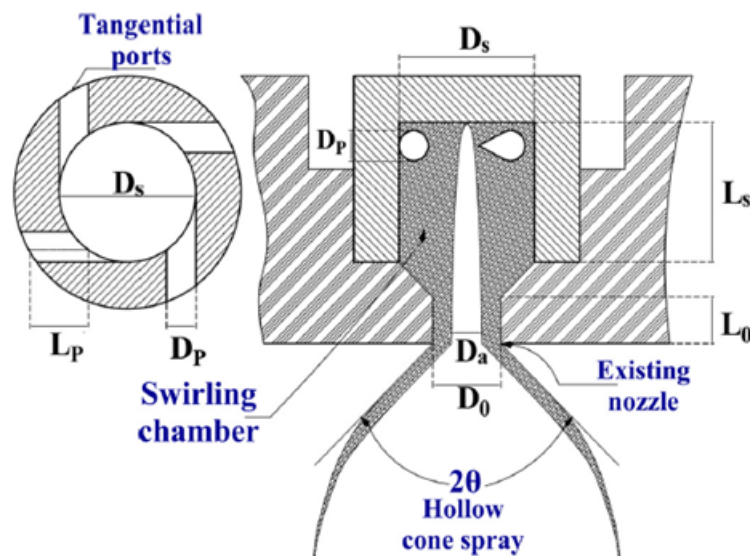


Figura 7 – Injetor centrífugo (Pressure Swirl) (Bouziane et al., 2017)

(LEFEBVRE; MCDONELL, 2017) indicam estes cinco estágios do desenvolvimento do spray de saída em função do aumento de pressão, processo esse ilustrado na figura 8.

1. O líquido goteja do orifício;
2. Líquido escorre como um lápis fino e distorcido;
3. Forma-se um cone a partir do orifício, mas é contraído devido a forças de tensão superficial em uma bolha fechada;
4. A bolha se abre numa forma de tulipa oca terminando numa borda irregular, onde o líquido se desintegra em gotas bastante grandes;
5. A superfície curva se endireita para formar uma lâmina cônica. Assim como a lâmina se expande sua espessura diminui, e logo se torna instável e desintegra-se em ligamentos e depois gotas na forma de um spray cônico oco bem definido.

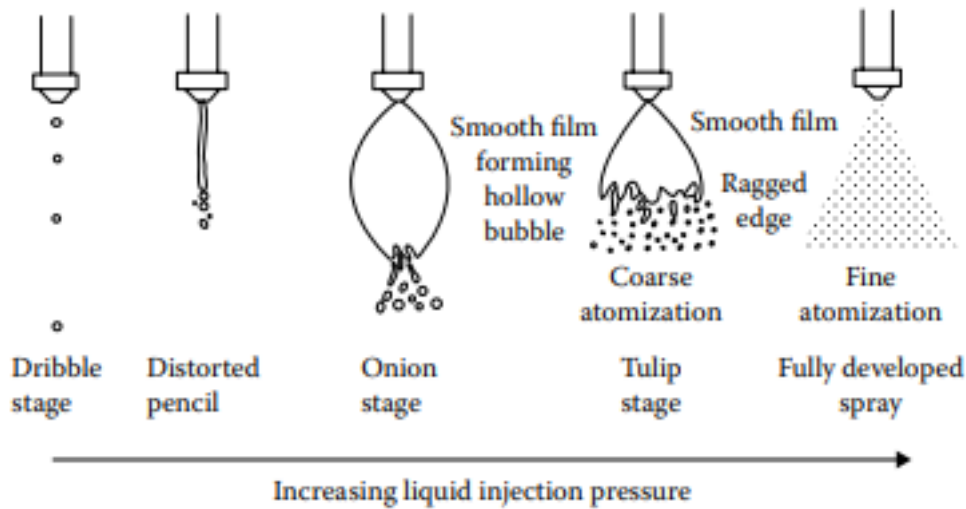


Figura 8 – Estágios do desenvolvimento do spray com aumento da pressão do líquido. Fonte: (LEFEBVRE; MCDONELL, 2017)

A velocidade axial do fluido no orifício é definido pela equação 2.9:

$$u = \frac{\dot{m}_{ox}}{\rho_{ox} (A_o - A_a)} \quad (2.9)$$

Onde  $\dot{m}$  é o fluxo de massa de oxidante,  $\rho_{ox}$  a densidade do oxidante,  $A_o$  é a área do orifício e  $A_a$  é a área do núcleo.

O diâmetro  $D_0$  pode ser calculado usando a equação 2.10:

$$D_0 = 2 \sqrt{\frac{FN}{\pi \cdot (1 - X) \sqrt{2}}} \quad (2.10)$$

Para  $X$  igual a razão entre as áreas do núcleo de ar e do orifício de saída

No projeto de um injetor centrífugo as dimensões críticas são aceitas ou não de acordo com o valor do semi-ângulo de spray ( $\theta$ ) e o diâmetro médio Sauter da gota (BERTOLDI, 2007).

O semi-ângulo ( $\theta$ ) pode ser estimado usando a expressão de desenvolvida por Giffen e Muraszew:

$$\text{sen}\theta = \frac{(\pi/2) \cdot C_d}{K \cdot (1 + \sqrt{X})} \quad (2.11)$$

De acordo com (BERTOLDI, 2007), admite-se que o colapso do ligamento com diâmetro  $D_L$  irá gerar uma gota e que pode-se afirmar que o diâmetro médio Sauter (SMD) será da forma:

$$SMD = 1.89D_L \quad (2.12)$$

Onde o diâmetro  $D_L$  é da forma:

$$D_L = 0,9615 \cos \theta \left( \frac{h_o^4 \sigma^2}{U_o^4 \rho_a \rho_{ox}} \right)^{1/6} \cdot \left[ 1 + 2,6 \mu_{ax} \cos \theta \left( \frac{h_o^2 \rho_a^4 U_o^7}{72 \rho_{ox}^2 \sigma^5} \right)^{1/3} \right]^{0,2} \quad (2.13)$$

Conhecendo-se o número de escoamento o FN e o semi-ângulo de spray ( $\theta$ ) pode-se estimar a espessura do filme líquido  $h_o$  de forma:

$$h_o = \frac{0.00805 \cdot FN \cdot \sqrt{\rho_{ax}}}{D_o \cos \theta} \quad (2.14)$$

Os outros valores dimensionais podem ser adquiridos seguindo a tabela 1 de grupos adimensionais segundo (JONES, 1982):

Tabela 1 – Intervalo de valores dos grupos adimensionais

Grupo Adimensional	Intervalo	Valores Típicos	
$\frac{l_o}{d_o}$	0.1-0.9	0.15	
$\frac{l_s}{D_s}$	0.31-1.26	0.7	
$\frac{L_p}{D_p}$	0.79-3.02	1.2	
$\frac{A_p}{d_o D_s}$	0.19-1.21	0.52	
$\frac{D_s}{d_o}$	1.41-8.13	2.7	
$\frac{d_o \rho_L U^2}{\sigma}$	$11.5 \times 10^3 - 3.55 \times 10^5$	$\frac{2.4MPa}{1.08 \times 10^5}$	$\frac{6.3MPa}{3.88 \times 10^5}$
$\frac{d_o \rho_L U}{\mu_L}$	$1.913 \times 10^3 - 21.14 \times 10^3$	$6.45 \times 10^3$	$23.64 \times 10^3$

Rizk and Lefebvre (1985) derivaram a seguinte equação para determinar o coeficiente de descarga ( $C_d$ ):

$$C_D = 0.35 \left( \frac{A_p}{D_s d_o} \right)^{0.5} \left( \frac{D_s}{d_o} \right)^{0.25} \quad (2.15)$$

## 2.5 Simulação Numérica

Para um aprofundamento do estudo de injetores utiliza-se a fluido dinâmica computacional para simular o escoamento através dos injetores. Neste trabalho, foi utilizado o método de volumes finitos com o auxílio do software Fluent Ansys® Student Version.

### 2.5.1 Metodologia da Simulação

Para a simulação dos injetores SH e PSW utilizou-se o Workbench Ansys® para geração de geometria e malha e o Fluent Ansys® para simulação dos escoamentos.

Foram realizados duas simulações: uma simulação para o SH de 11 furos e uma para o PSW com ambas tendo água como fluido de trabalho.

As simulações ocorreram baseadas na pressão, *Pressure-Based*, e em regime transiente. Para simular o fluxo de água através dos injetores e a interação com o ar foi utilizado o modelo multifásico VoF (*Volume of Fluid*) com o ar sendo a fase primária e água líquida a secundária.

O escoamento através do injetor é turbulento e não laminar por isso foi utilizado o modelo de turbulência  $k-\epsilon$  *Realizable* por sua robustez e acurácia em diferentes aplicações da engenharia. (RIVAS, 2015)

O modelo VoF (*Volume of Fluid*), descrito originalmente por Hirt e Nichols(1981), pode modelar dois ou mais fluidos imiscíveis (SORIA, 2009). Ele considera que duas fases não podem ocupar o mesmo espaço surgindo assim o conceito de fração volumétrica de fase, onde a soma das fases é igual a unidade (RIVAS, 2015).

### 2.5.2 Showerhead

Nesta simulação utilizou-se uma simplificação da geometria do um SH com 11 furos. Utilizando-se de simetria recortou-se a geometria na metade como mostrado na figura 9. Depois, utilizando a ferramenta *Fill* foi extraído o domínio do fluido como mostra a figura 10. No topo ficou o *Inlet*, logo em baixo a câmara de injeção, os tubos são os furos, o meio cilindro grande é a região do spray e, em baixo o *Outlet* como ilustrado na figura 12. A figura 11 mostra o plano do corte.

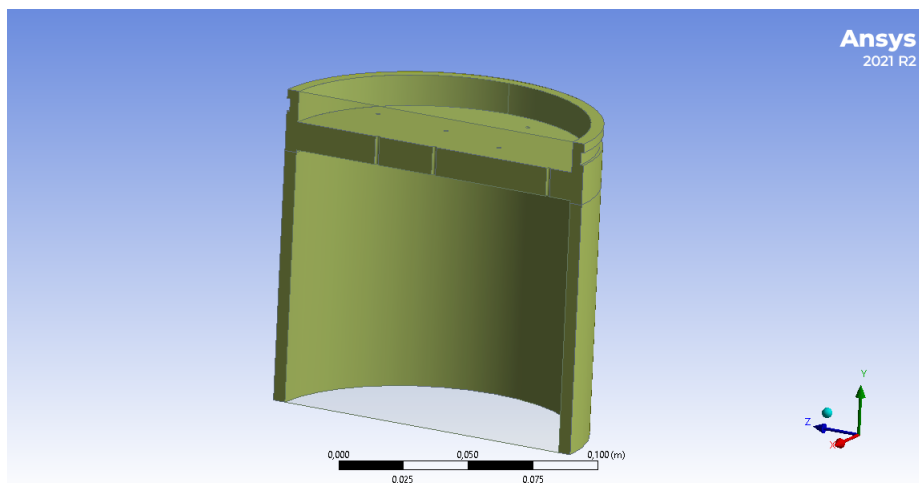


Figura 9 – Geometria 1 SH



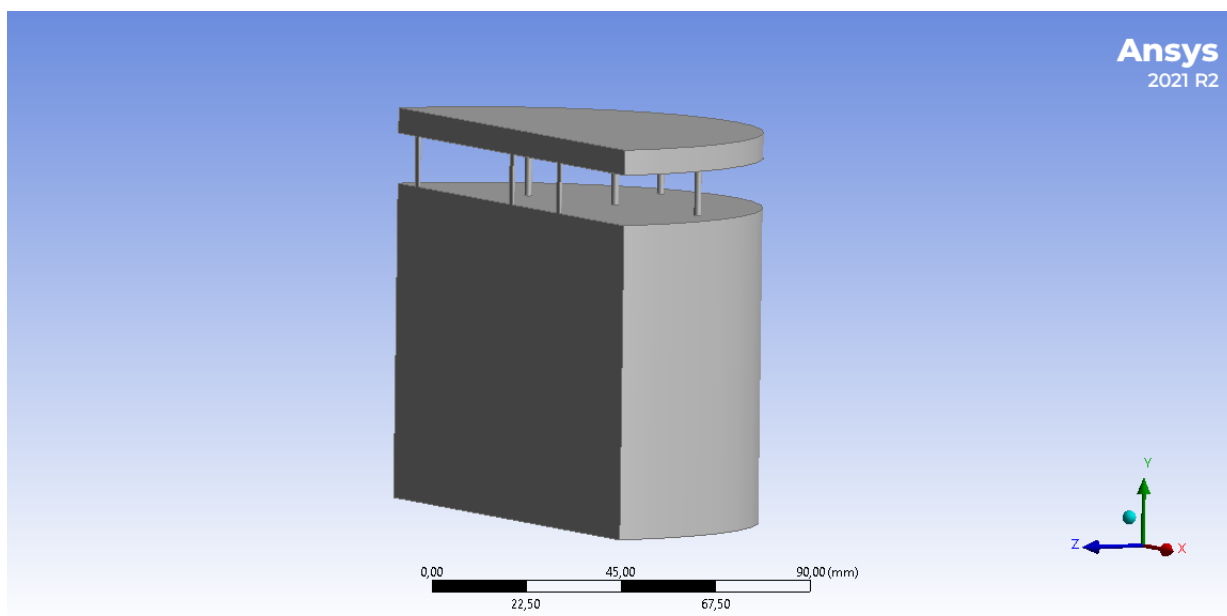


Figura 10 – Geomeria 2 SH

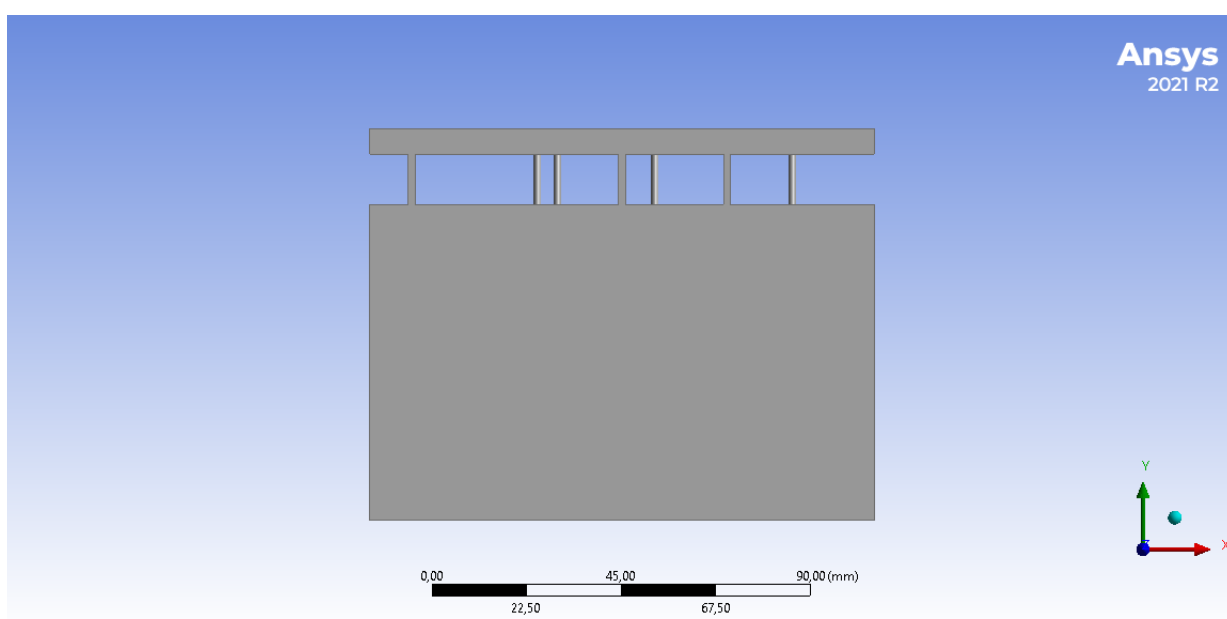


Figura 11 – Geomeria 3 SH

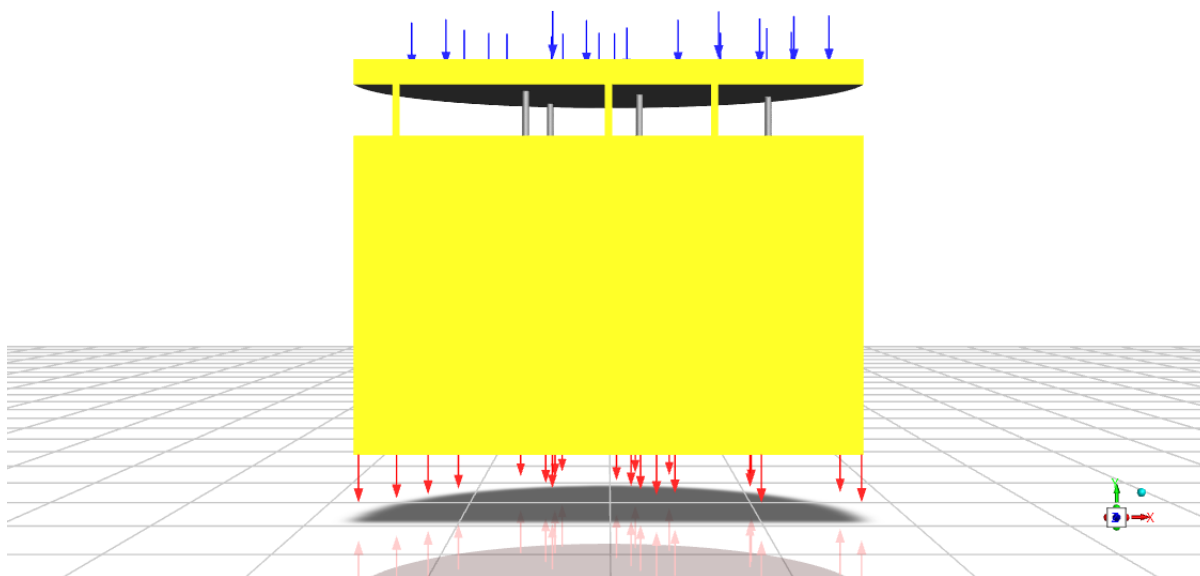


Figura 12 – Direção do Fluxo SH

As figuras 13 e 14 mostram a malha não estruturada utilizada para os cálculos numéricos e o detalhe nos injetores. A tabela 2 mostra as estatísticas da malha.

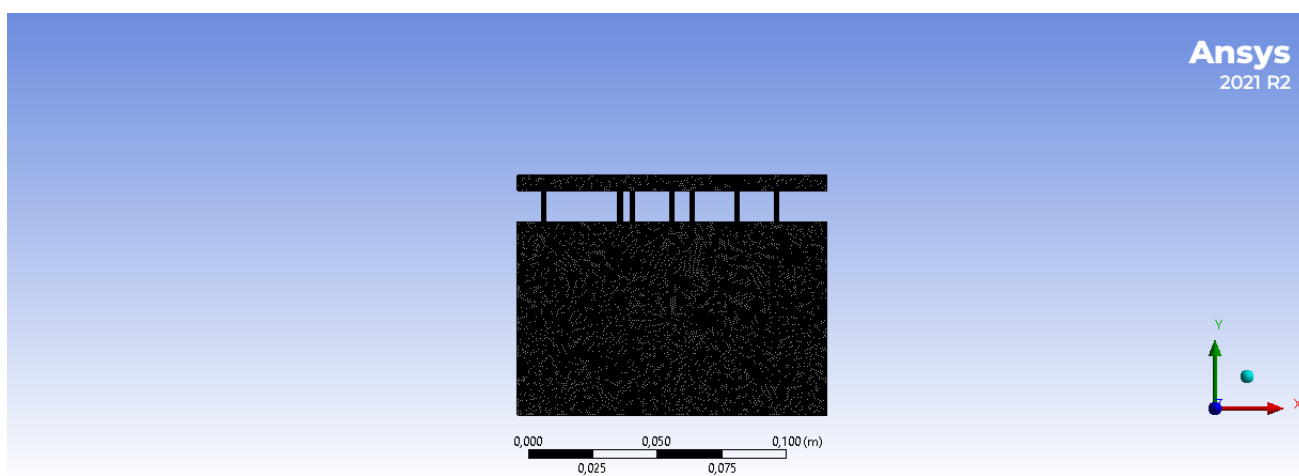


Figura 13 – Malha SH

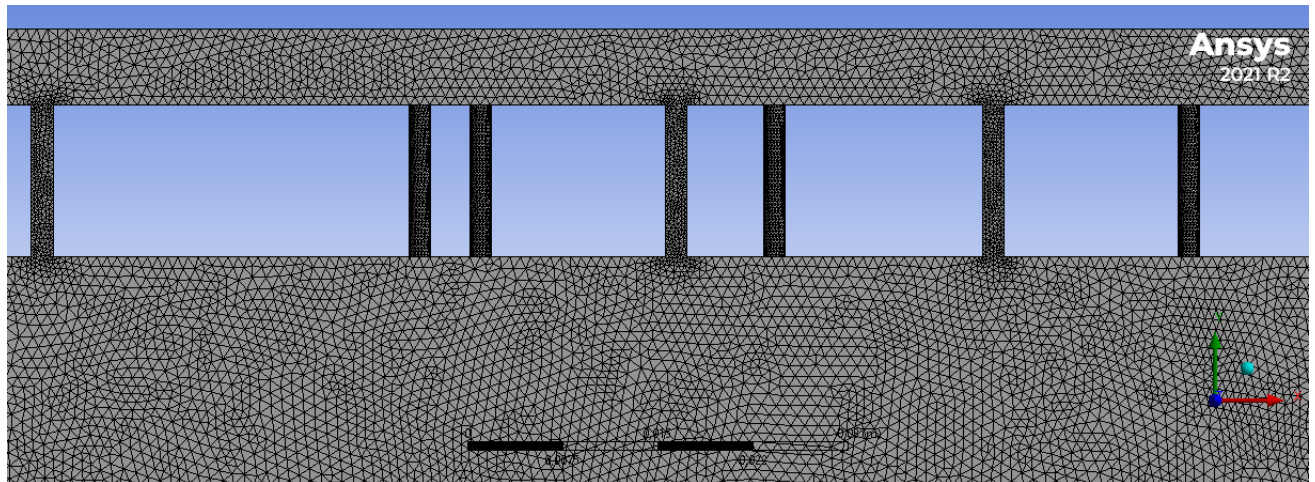


Figura 14 – Detalhe da Malha SH

Tabela 2 – Estatísticas da Malha SH

<b>Estatística</b>	
Elementos	2194051
Nós	412544

As condições de contorno foram definidas de acordo com a tabela 3. Como foi simulado só metade da geometria a vazão mássica, também, foi só a metade.

Tabela 3 – Condições de Contorno SH

<b>Shower Head</b>	
Pressão no inlet	3000000 (Pascal)
Pressão outlet	101325 (Pascal)
Pressão de operação	0
Vazão mássica	$0,5 / 2 = 0,25$ (kg/s)
Temperatura	293,15 (Kelvin)

### 2.5.3 Pressure Swirl

Ao invés de usar uma grande placa como câmara de injeção preferiu-se utilizar a pequena região ao redor do injetor como mostra a segunda imagem da figura 23. A figura 15 demonstra a geometria do PSW para a simulação.

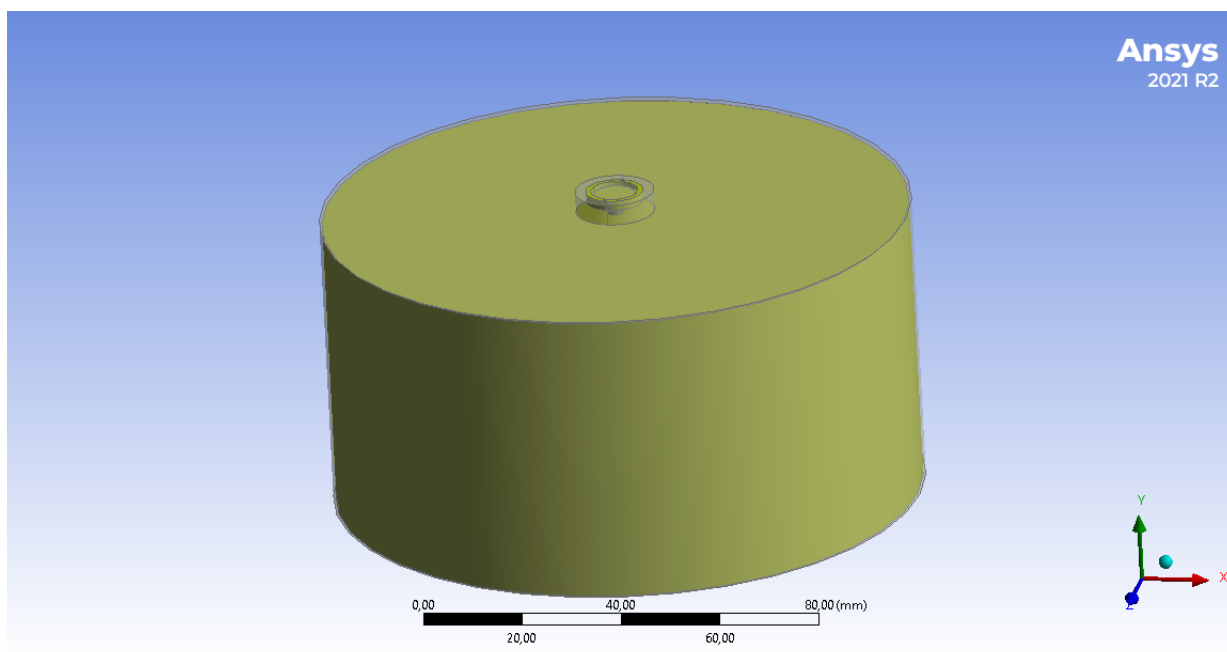


Figura 15 – Geometria PSW

A figura 16 ilustra o injetor dentro da geometria. Já a figura 17 mostra o efeito do uso da ferramenta *Fill* com o círculo para a injeção e as quatro entradas do injetor.

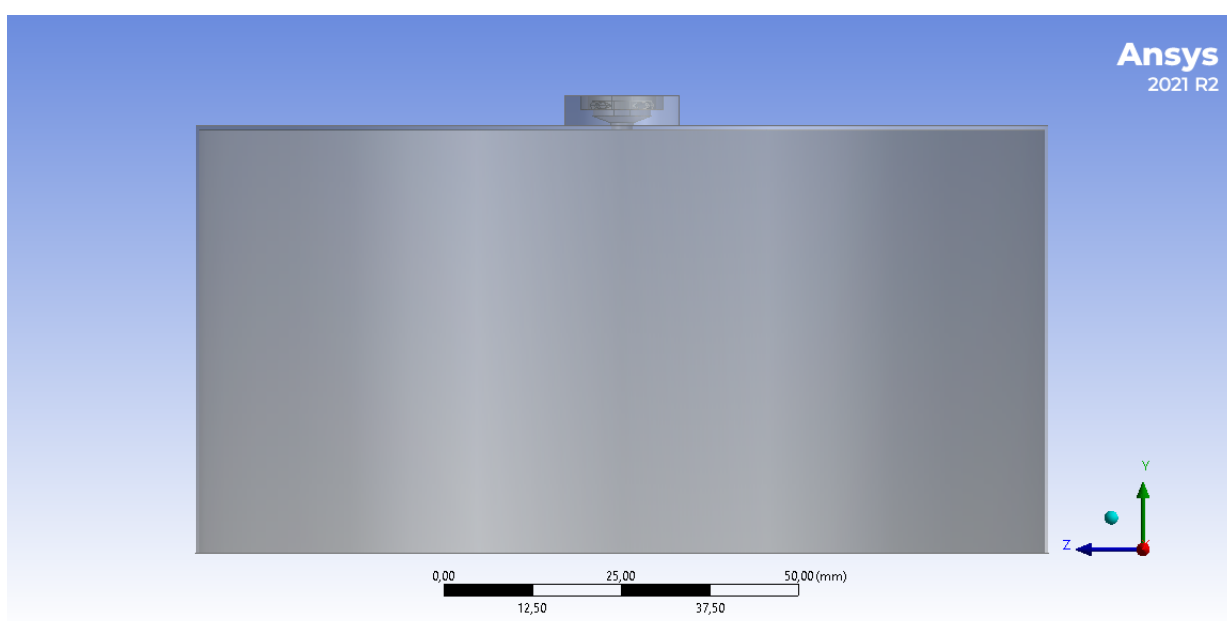


Figura 16 – Geometria 1 PSW

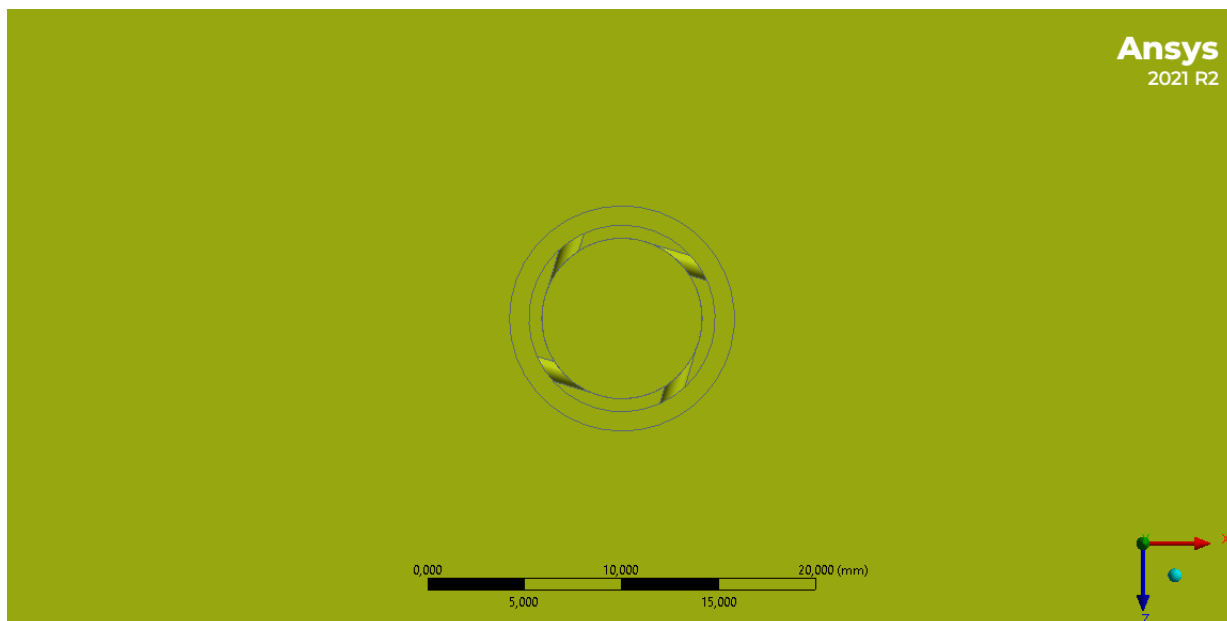


Figura 17 – Geometria 2 PSW

O fluxo entra por cima, passa pelas quatro portas de entrada e é rotacionado na câmara de vórtice. O grande cilindro é a região do spray e, em baixo, a saída como ilustrado nas figuras 18 e 19.

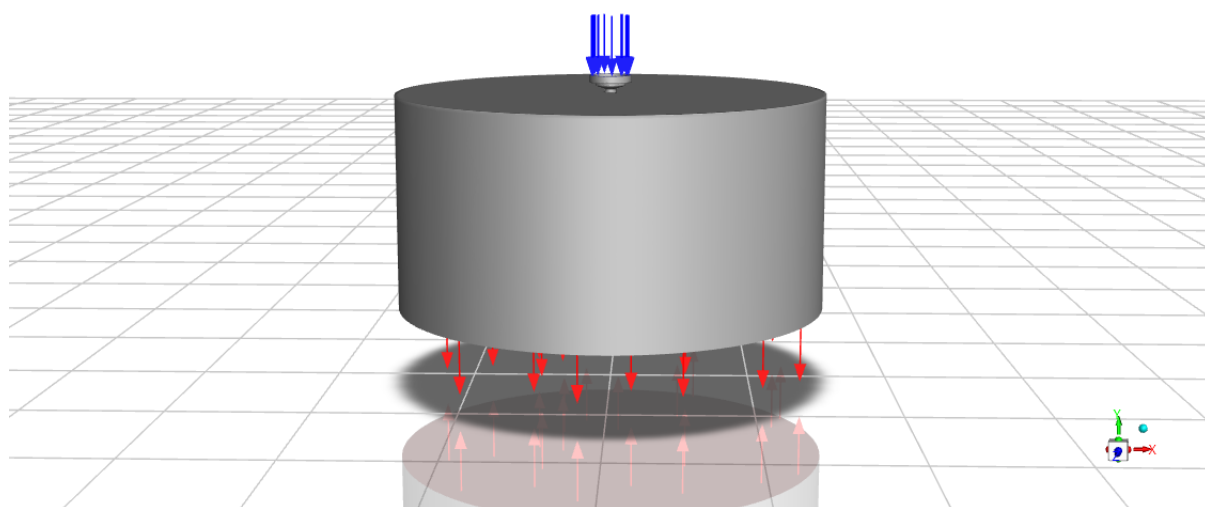


Figura 18 – Direção do Fluxo PSW

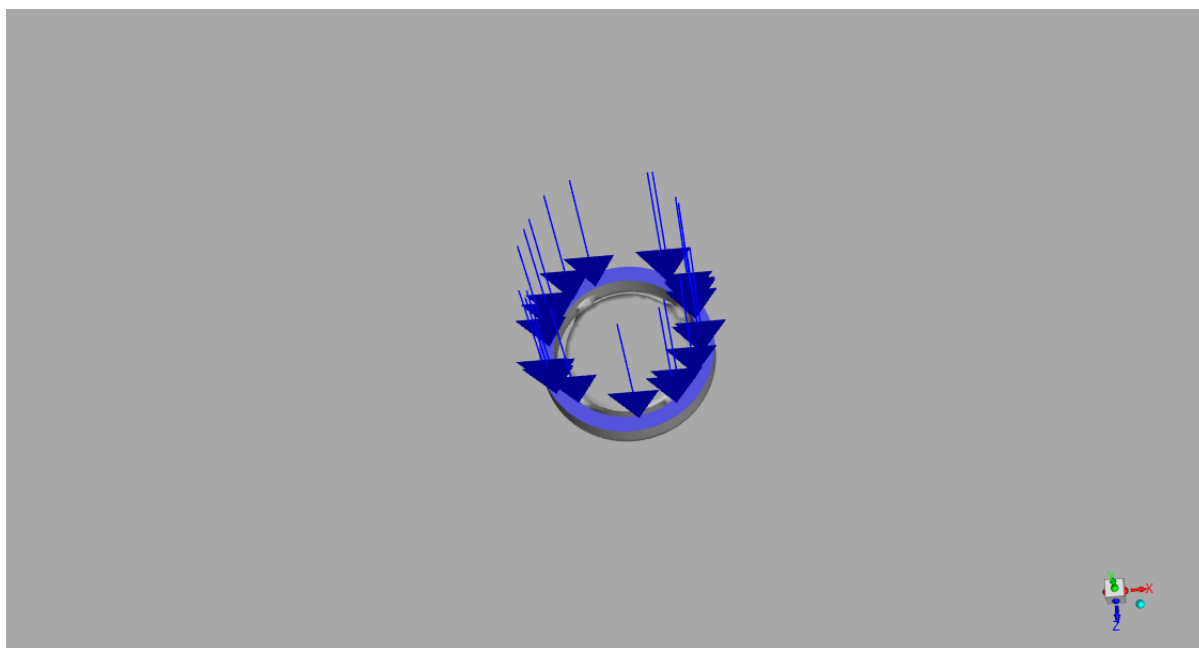


Figura 19 – Inlet PSW

As figuras 20 e 21 mostram a malha não estruturada utilizada para os cálculos numéricos e um maior refinamento onde o spray se abre. A tabela 4 mostra as estatísticas da malha.

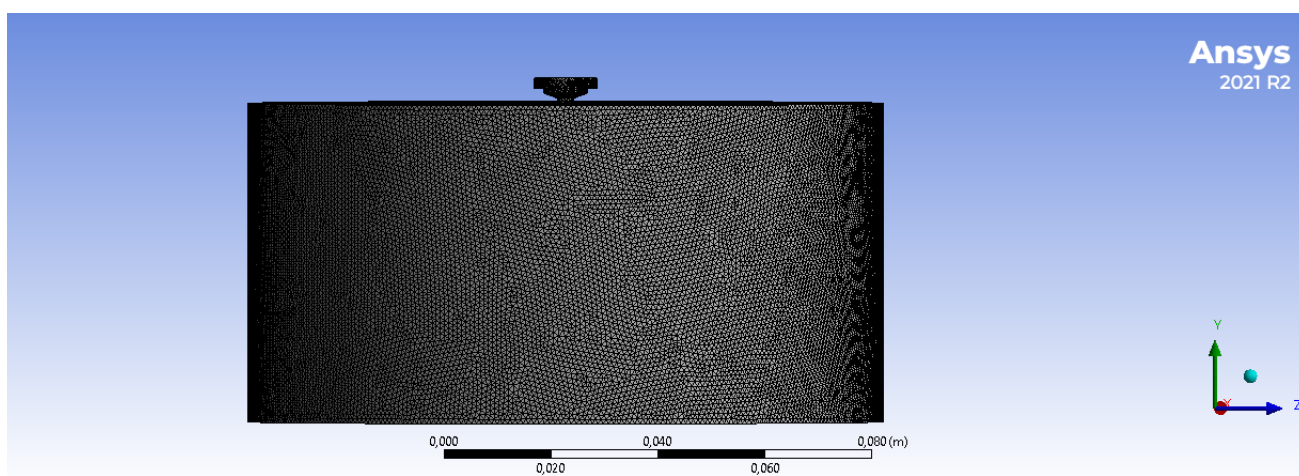


Figura 20 – Malha PSW

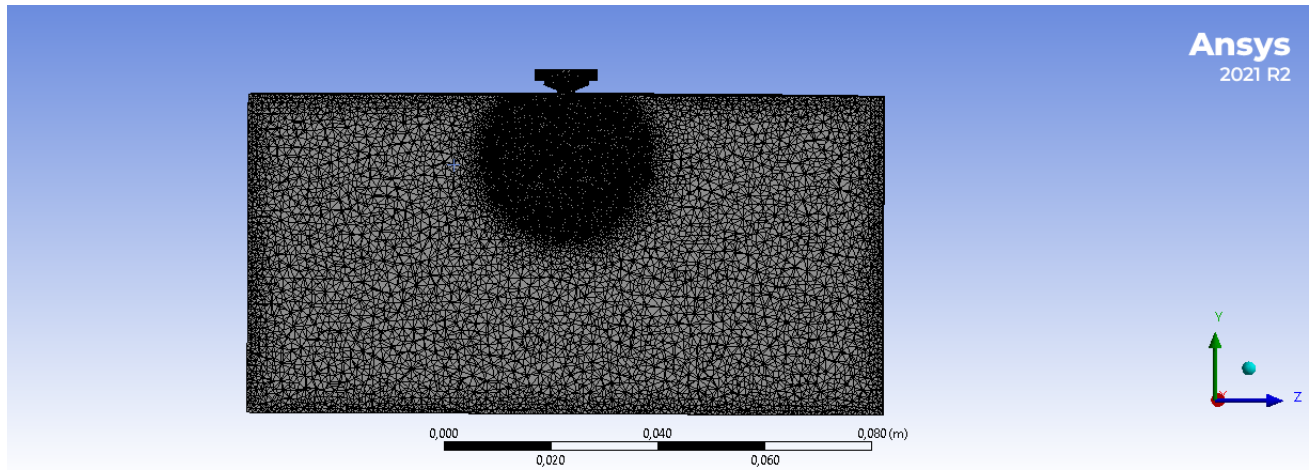


Figura 21 – Malha Interna PSW

Tabela 4 – Estatísticas da Malha PSW

<b>Estatística</b>	
Elementos	2500313
Nós	446315

As condições de contorno foram definidas de acordo com a tabela 5.

Tabela 5 – Condições de Contorno PSW

<b>Pressure Swirl</b>	
Pressão no inlet	3000000 (Pascal)
Pressão outlet	101325 (Pascal)
Pressão de operação	0
Vazão mássica	$0,5/6 = 0,083$ (kg/s)
Temperatura	293,15 (Kelvin)

## 3 Resultados

Para o projeto dos injetores foi estipulado como condição de projeto uma vazão mássica de oxidante de 500 g/s por ser a taxa de vazão mássica utilizada no motor híbrido do CPL e, uma queda de pressão nas placas injetoras de 30 bar. Como oxidante foi escolhido o óxido nitroso cuja tabela de propriedades se encontra no anexo 1.

### 3.1 Showerhead

Foram utilizadas as equações 2.6, 2.7 e 2.8 para dimensionar o injetor, a velocidade axial do oxidante e o diâmetro médio Sauter com o auxílio da tabela de propriedades do óxido nitroso. O valor do coeficiente de descarga foi de 0.32 em acordo com o que foi obtido por (BOUZIANE et al., 2019). A seguir na tabela 6 as propriedades obtidas, um CAD do injetor na figura 22 e as propriedades do escoamento na tabela 7.

Tabela 6 – Propriedades *Showerhead*

<i>Showerhead</i>	
Cd	0,32
$\dot{m}$ (kg/s)	0,5
Número de Injetores	11
Área dos injetores (m)	2,08e-06
Diâmetro do Injetor (mm)	1,63
Velocidade de Escoamento (m/s)	28,2
SMD (mm)	0,177

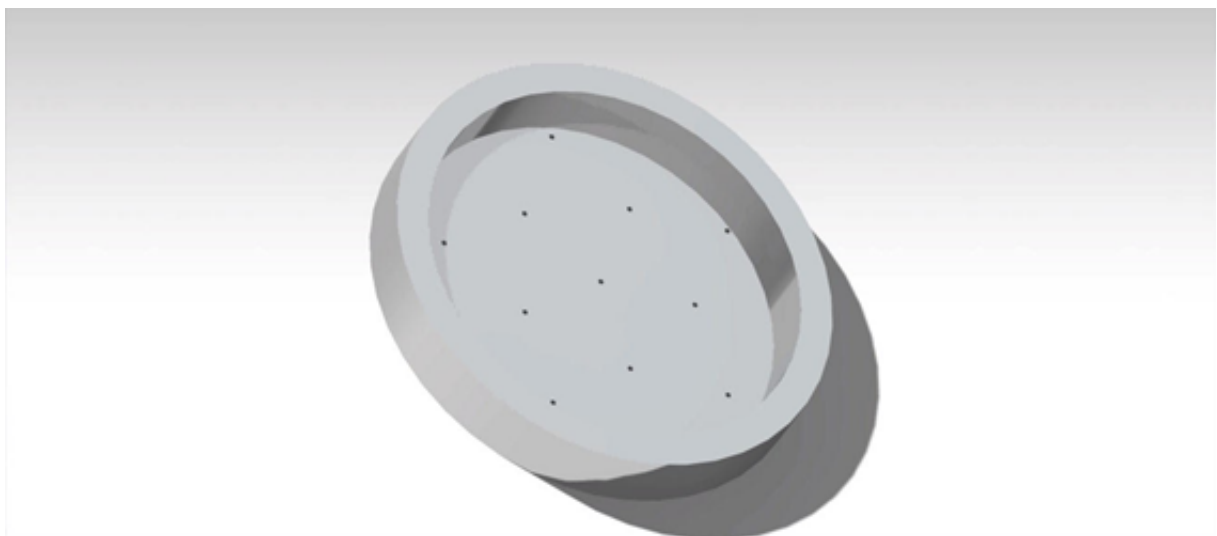


Figura 22 – CAD do injetor *Showerhead*. Fonte: Autor



Tabela 7 – Propriedades do Escoamento no Injetor *Showerhead*

<b>Injetor <i>Shower Head</i></b>	
Re	$1,25 \times 10^6$
We	$5,25 \times 10^5$
Oh	0,00057

Obteve-se um elevado número de Reynolds indicando um fluxo turbulento o que é ideal para ocorrência da atomização junto com o elevado número de Weber e um pequeno número de Ohnesorge.

### 3.2 *Pressure Swirl*

Para o projeto do placa injetora do PSW com vazão mássica de 0,5 kg/s sendo 6 injetores, resultando em uma vazão de 0,083 kg/s para cada um. Mas, para esse trabalho, foi feito somente um injetor com essa vazão para simplificar o caso. Foi determinado que o injetor possui quatro orifícios tangenciais de entrada de oxidante e um coeficiente de descarga para o caso (RIZK; LEFEBVRE, 1985) de 0,35. Os seguintes grupos adimensionais foram determinados usando a tabela 1:  $Lo/Do = 0,15$ ;  $Ds/Do = 2,7$ ;  $Ls/Ds = 0,7$  e  $Lp/Dp = 1,2$ . A seguir, a tabela 8 traz os valores encontrados usando as equações 2.5 2.10 2.15 e a figura 23 um CAD do injetor.

Tabela 8 – Propriedades do Injetor *Pressure Swirl*

<b><i>Pressure Swirl</i></b>			
Número de Injetores	6	Lo (mm)	0,46
Número de portas	4	Ds (mm)	8,26
<i>Flow Number</i> / injetor (m <sup>2</sup> )	1,73e-06	Ls (mm)	2,14
Velocidade (m/s)	30,84	Lp (mm)	1,24
Cd	0,35	Do (mm)	3,1
$\dot{m}$ (kg/s)	0,083	Aa (m <sup>2</sup> )	4,66e-06
$\theta$ ( <i>radianos</i> )	0,611	X(Aa/Ao)	0,63
Ap (m <sup>2</sup> )	3,37e-06	Da (mm)	2,44
Dp (mm)	1	k	13,4

Tabela 9 – Propriedades do Escoamento no Injetor *Pressure Swirl*

<b>Pressure Swirl</b>	
Re	$6,5 \times 10^5$
We	$7,4 \times 10^4$
Oh	0,00043

Observando a tabela 9 percebe-se, um alto valor para os números de Reynolds e Weber com um pequeno valor para o número Ohnesorge o que indica um bom dimen-

sionamento e provavelmente uma atomização satisfatória para o injetor Pressure Swirl analisado.

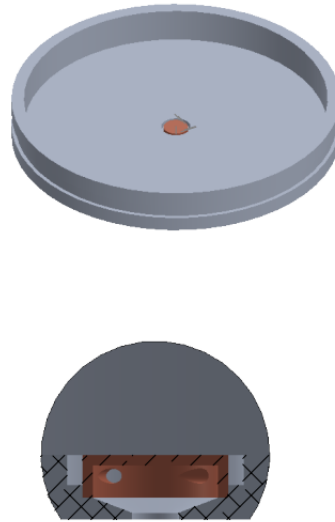


Figura 23 – CAD do injetor *Pressure Swirl*. Fonte: Autor

### 3.3 Simulação Numérica

Nesta sessão são mostradas os resultados das simulações do SH de 11 furos e o PSW tendo como fluido de trabalho a água líquida. Cada simulação demorou entre 10 e 11 dias com time step final de  $1e-6$ . O que limitou o tempo de simulação foi o número de Courant que ultrapassava o valor limite do Fluent e fazia com que o time step tivesse que ser reduzido até o valor de  $1e-6$  o que acarretava num maior tempo para realizar a simulação.

#### 3.3.1 Showerhead

Para a simular um teste em bancada e analisar o escoamento através do injetor SH foi realizado uma simulação no Fluent com as seguintes condições de contorno de acordo com a tabela 10:

Tabela 10 – Condições de Contorno do SH

<b>Condições de Contorno</b>	
Pressão Inlet	3000000 Pascal
Pressão Outlet	101325 Pascal
Temperatura	293,15 K
Diâmetro dos injetores	1,7 mm
Área do injetor	$2,08 \times 10^{-6} m^2$

Para gerar as figuras das propriedades foi criado um plano no eixo XY fazendo um corte na geometria para melhor visualização dos resultados.

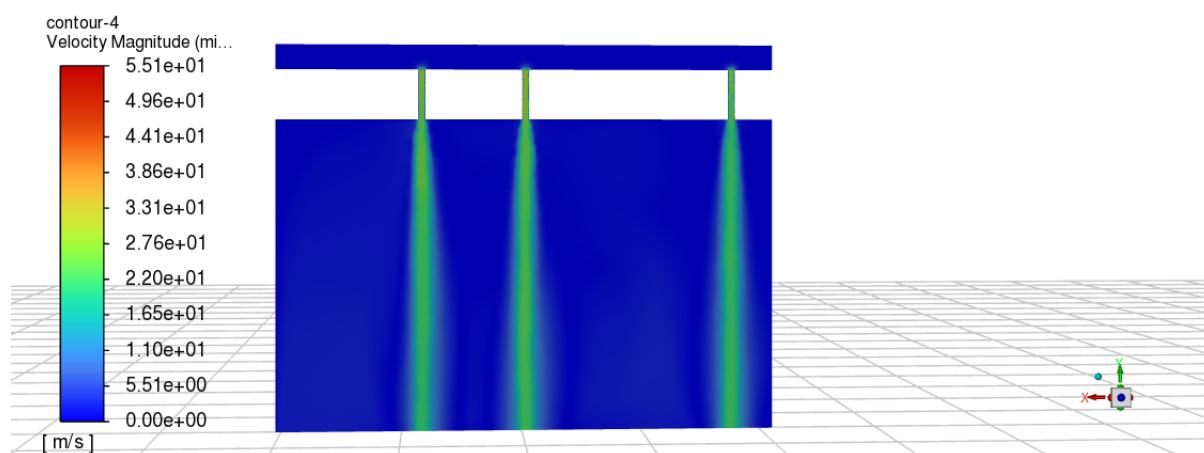


Figura 24 – Velocidade SH 2D

O campo de velocidade está numa faixa próxima ao que era esperado pela equação 2.8 que era de 22 m/s que é diferente do valor na tabela 6 por usar água como fluido de trabalho e não oxido nitroso.

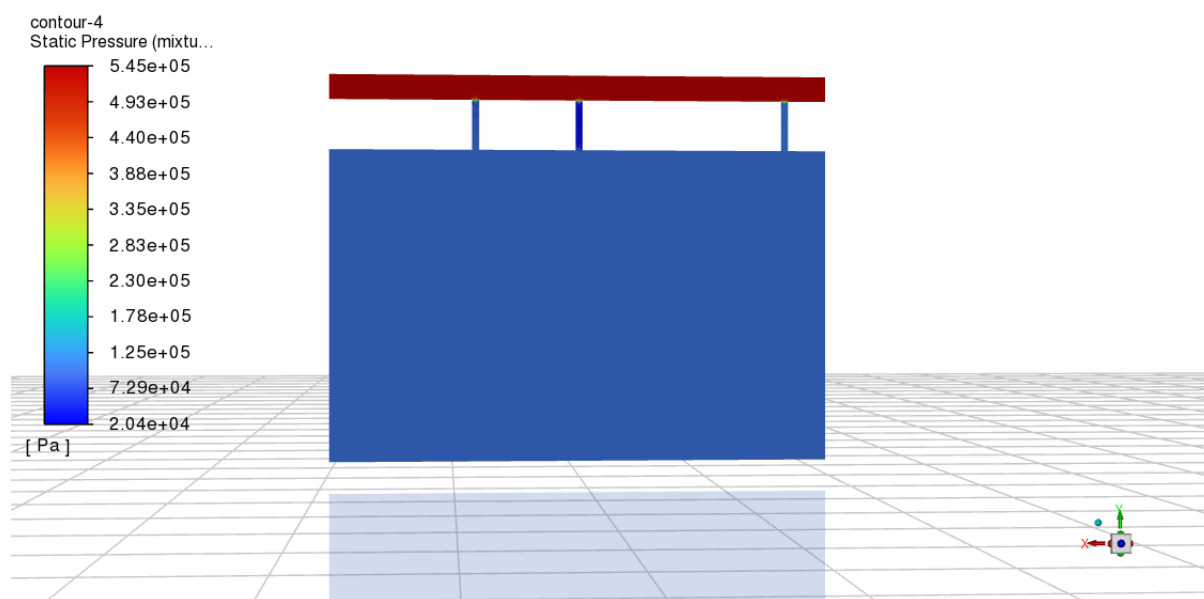


Figura 25 – Pressão SH

Já a pressão ocorreu algum problema que não foi detectado a origem que fez com que a simulação estabiliza-se com um valor uma ordem de grandeza menor na região do *Inlet*. O que era pra ser  $3,0e+06$  Pascal ficou como  $5,45e+05$  Pascal.

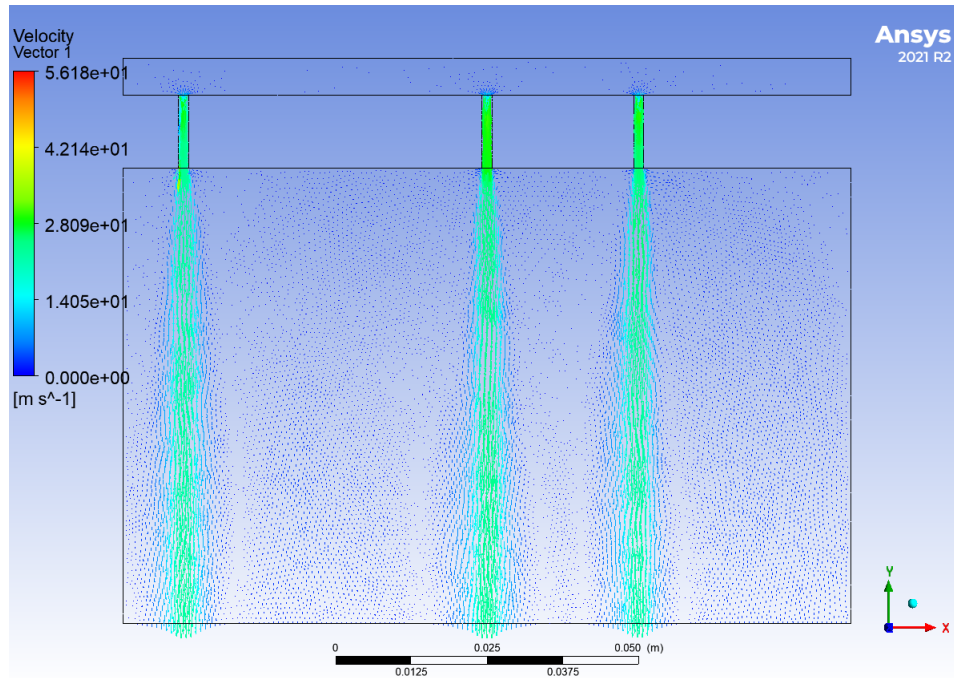


Figura 26 – Vetores de Velocidade SH

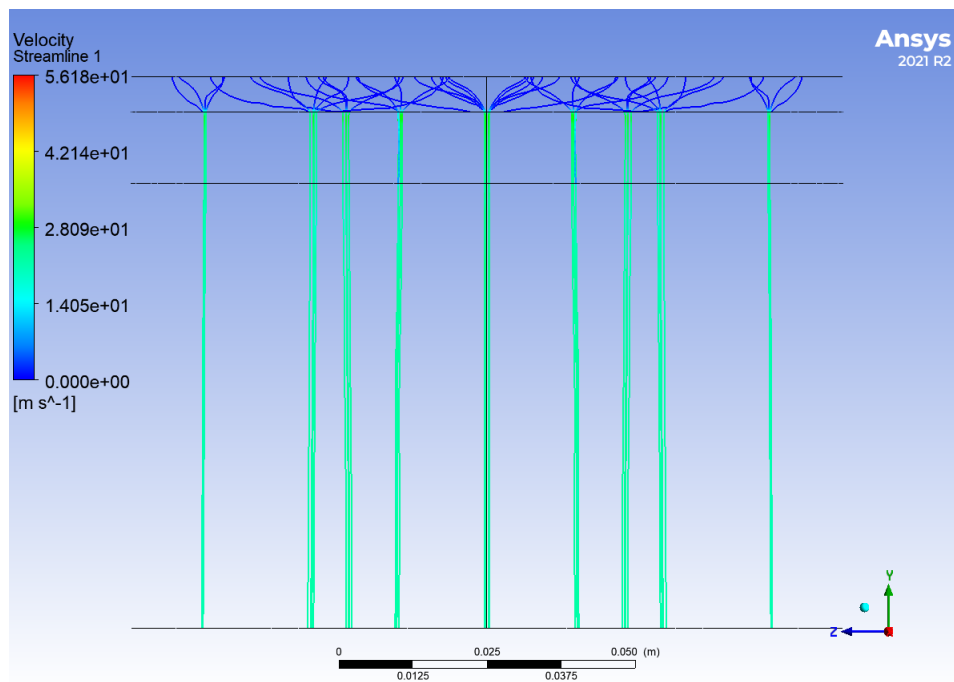


Figura 27 – Streamlines SH 3D

A figura 26 mostra o campo de velocidade com vetores e, na figura 27, mostra

como as linhas de fluxo saem da entrada (*inlet*), passam pelo injetor e vão até a saída (*outlet*) de forma retilínea.

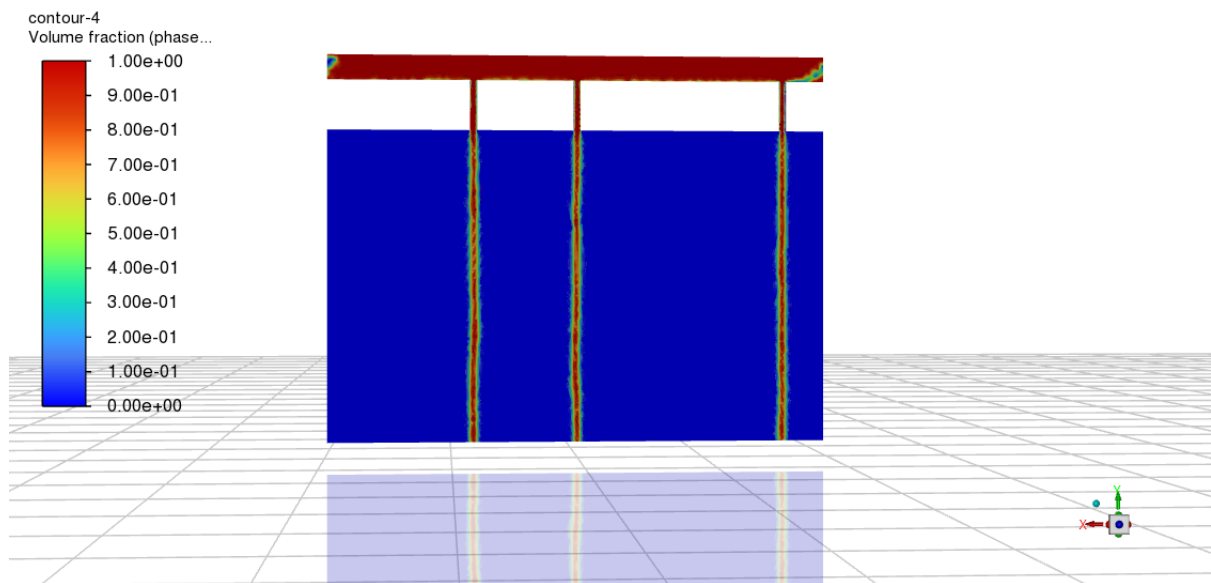
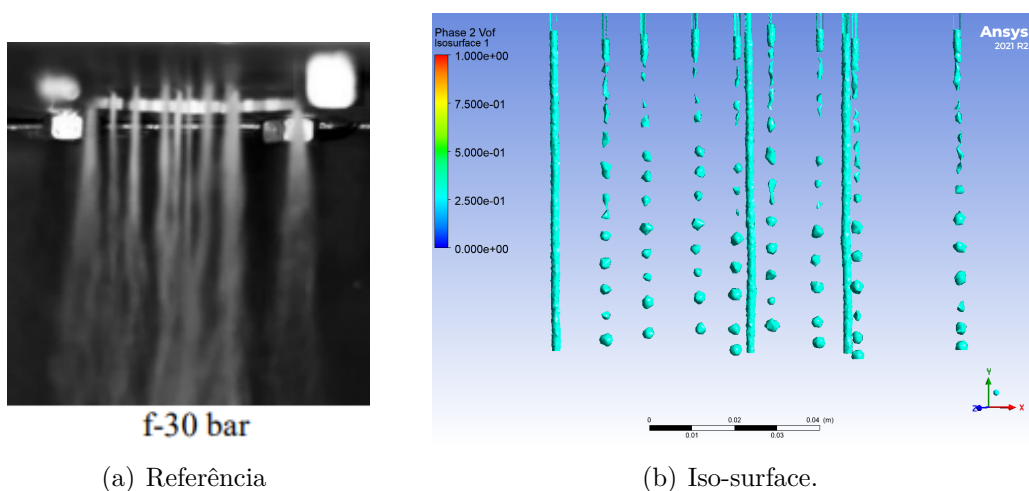


Figura 28 – Pressão SH 3D

Utilizando o método VoF é possível visualizar a interface líquido/ar. Mostrando a interação da água com o ar através da região de spray. Em vermelho está representado a água e em azul o ar.



(a) Referência

(b) Iso-surface.

Figura 29 – Comparação do padrão de escoamento de (BOUZIANE et al., 2017) com o simulado.

Na figura 29(a) podemos ver que há uma certa dispersão e formação de pequenas gotas no final de alguns jatos enquanto que na figura 29(b) temos alguns jatos contínuos e

outros que começam contínuos e, em seguida, desintegram-se em gotas mostrando, assim, uma representação do que ocorre na figura 29(a).

### 3.3.2 Resultados da Simulação do *Pressure Swirl*

Foi simulado o escoamento no injetor PSW de acordo com a geometria descrita na sessão 3.2 na tabela 8 tendo como fluido de trabalho água líquida. A tabela 11 descreve as condições de contorno:

Tabela 11 – Condições de Contorno do PSW

Condições de Contorno	
Pressão Inlet	3000000 Pascal
Pressão outlet	101325 Pascal
Temperatura	293,15 K

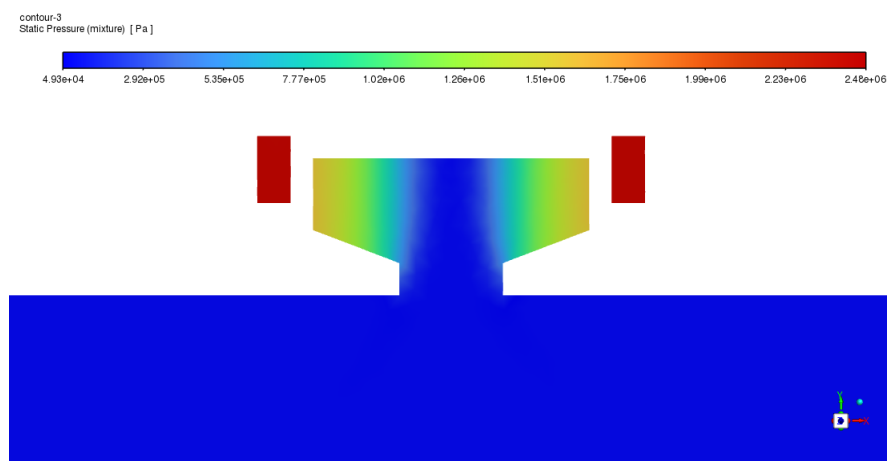


Figura 30 – Pressão PSW

A figura 30 demonstra que assim como no SH a pressão na entrada (região vermelha) não estabilizou como definido para o *inlet* com valor  $3,0e+06$  Pascal, entretanto, ficou bem próxima com o valor de  $2,48e+06$  Pascal.

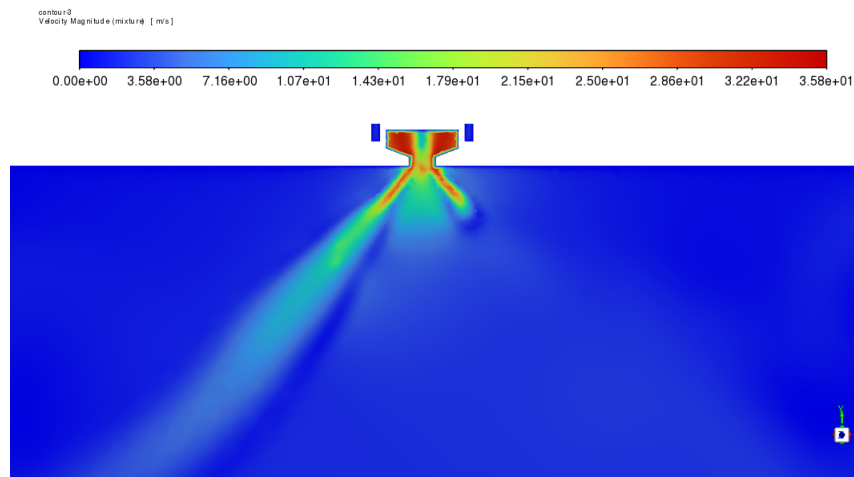


Figura 31 – Velocidade PSW

O gráfico da velocidade da figura 31 mostra os dois jatos esperados pela planificação do cone oco.

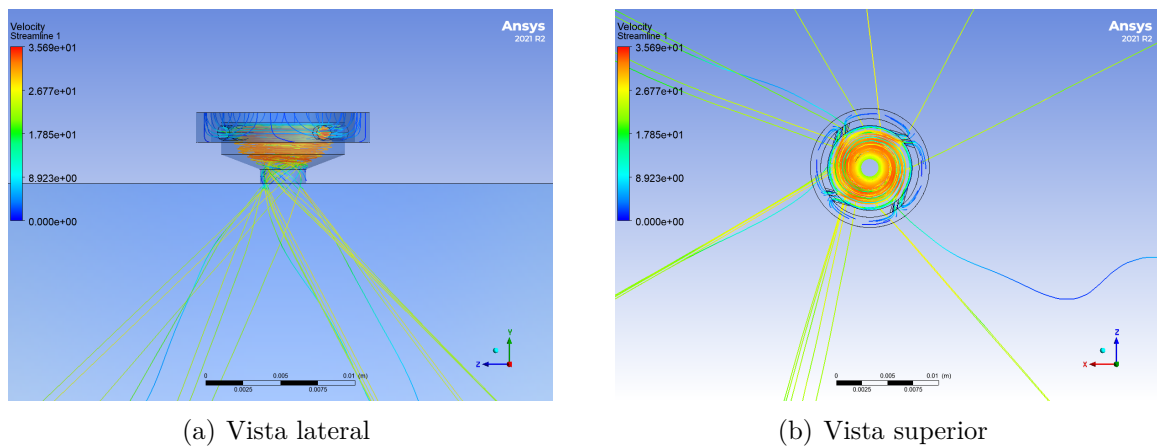


Figura 32 – Streamlines do PSW

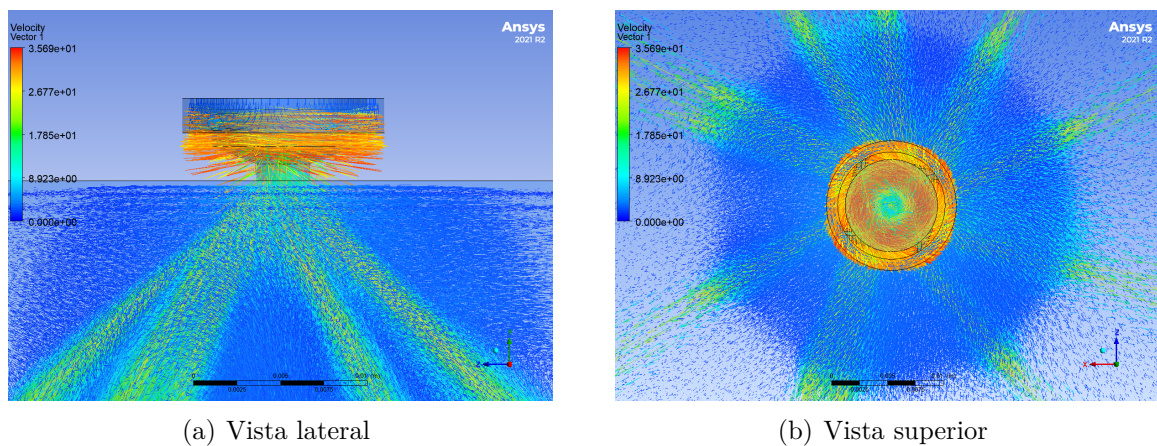


Figura 33 – Vetores de Velocidade do PSW

As *streamlines* das figura 32 e os vetores da figura 33 mostram o movimento rotacional esperado dentro da câmara de vórtice e a saída do fluxo em forma de cone oco.

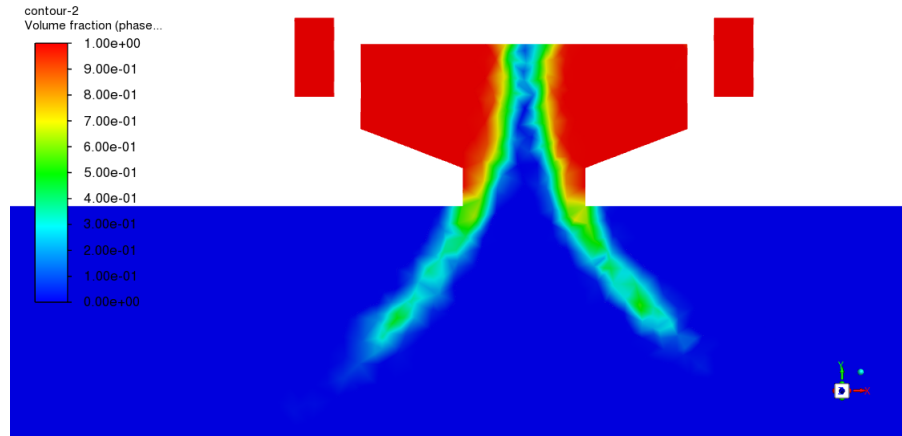
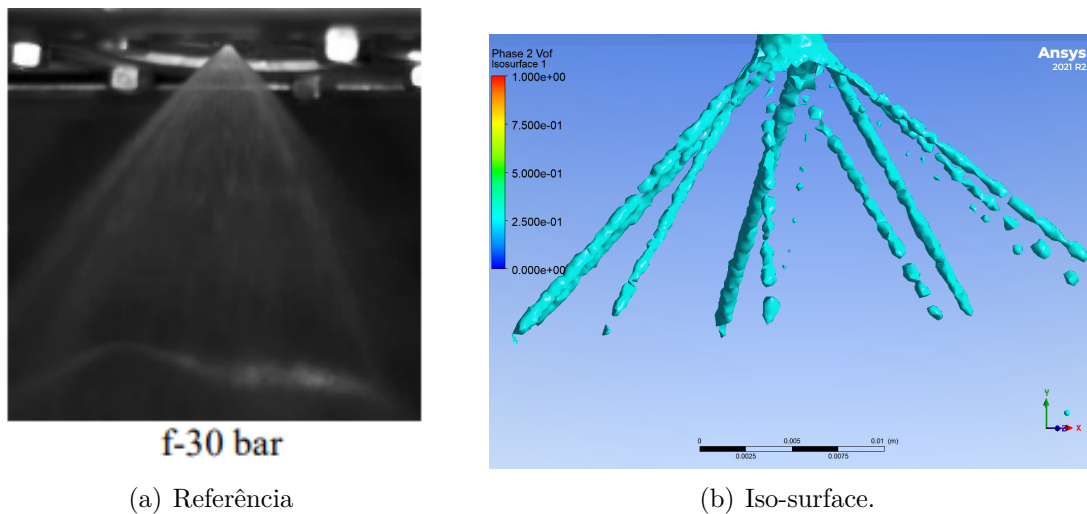


Figura 34 – Fração de Volume PSW



(a) Referência

(b) Iso-surface.

Figura 35 – Comparação do padrão de escoamento de (BOUZIANE et al., 2017) com o simulado.

Utilizando-se a ferramenta VoF é possível visualizar a interação entre o ar e água e saída do fluxo do injetor em dois jatos como esperado pela literatura. Entretanto, os jatos não estão muito definidos podendo ser efeito de uma malha grossa na região. Assim, optou-se por não medir o ângulo de dispersão por não ter qualidade adequada podendo gerar dúvidas sobre o valor do ângulo.

Na figura 35(b) é possível ver o cone oco no topo que se desintegra em ligamentos e depois em gotas sendo uma representação do que ocorre na figura na figura 35(a).



## 4 Conclusão

É de grande importância o estudo da atomização em injetores para foguetes híbridos para uma maior otimização do sistema de combustão. Assim, faz-se necessário o uso de ferramentas computacionais para uma redução no número de testes experimentais, diminuindo custos e tempo de projetos.

Sendo assim, neste trabalho revisou-se os princípios que regem a atomização, a primeira e a segunda quebra; foi realizado o projeto preliminar dos injetores *Showerhead* de 11 furos e *Pressure Swirl* para uma vazão de 500 g/s , pressão na entrada de 60 bar e na saída de 30 bar para futura utilização no motor SARA. Para o SH foi encontrado um diâmetro de injetor igual a 1,63 mm já para o PSW, de 3,1 mm com portas de 1 mm. Depois foi realizado simulações numéricas dos escoamentos nos injetores utilizando água como fluido de trabalho.

Foi realizado simulações com água para representar testes experimentais a frio. Fazendo uso da ferramenta VoF foi possível observar a queda em linha reta no SH e, os dois jatos no plano esperados no PSW. Com a ferramenta *iso-surface* foi possível criar representações análogas às fotografias experimentais.

Por fim, este trabalho apresentou uma revisão da literatura sobre atomização, foram feitas simulações e caracterização do escoamento em um SH e PSW e a representam gráfica do escoamento foi comparada com uma fotografia experimental.

Para futuros trabalhos indica-se o uso de malhas mais refinadas para melhorar o resultado da figura do VoF do PSW e, também, para diminuir os problemas com o número de Courant diminuindo o tempo necessário para as simulações.

# Referências

- BERTOLDI, A. E. d. M. Avaliação experimental da queima de parafina e óxido nitroso em motores híbridos. 2007. Citado na página 29.
- BOUZIANE, M. et al. Design and experimental evaluation of liquid oxidizer injection system for hybrid rocket motors. In: *7th European Conference for Aeronautics and Space Sciences, EUCASS2017-133*. [S.l.: s.n.], 2017. Citado 4 vezes nas páginas 9, 10, 44 e 47.
- BOUZIANE, M. 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. Citado 4 vezes nas páginas 11, 19, 39 e 57.
- DUMOUCHEL, C. On the experimental investigation on primary atomization of liquid streams. *Experiments in fluids*, Springer, v. 45, n. 3, p. 371–422, 2008. Citado na página 18.
- GAMPER, E.; HINK, R. *Design and test of nitrous oxide injectors for a hybrid rocket engine*. [S.l.]: Deutsche Gesellschaft für Luft-und Raumfahrt-Lilienthal-Oberth eV, 2013. Citado 2 vezes nas páginas 23 e 24.
- GOMES, S. R.; ROCCO, L.; ROCCO, J. A. F. F. Swirl injection effects on hybrid rocket motors. *Journal of Aerospace Technology and Management*, SciELO Brasil, v. 7, n. 4, p. 418–424, 2015. Citado na página 19.
- GONTIJO, M. S.; SHYNKARENKO, O. Investigation of a dual-fuel hybrid rocket engine for missile and rocket applications. *71st International Astronautical Congress - The CyberSpace Edition*, 2020. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 24.
- GUILDENBECHER, D.; LÓPEZ-RIVERA, C.; SOJKA, P. Secondary atomization. *Experiments in Fluids*, Springer, v. 46, n. 3, p. 371–402, 2009. Citado na página 18.
- JONES, A. R. Design optimization of a large pressure-jet atomizer for power plant. In *Proceedings of the 2nd International Conference on Liquid Atomization and Spray Systems*, p. 181–185, 1982. Citado na página 30.
- KANG, Z. et al. Review on pressure swirl injector in liquid rocket engine. *Acta Astronautica*, Elsevier, v. 145, p. 174–198, 2018. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 26.
- KHAVKIN, Y. I. *Theory and practice of swirl atomizers*. [S.l.]: CRC Press, 2003. Citado na página 26.
- LACAVA, P. T.; BASTOS-NETTO, D.; PIMENTA, A. P. Design procedure and experimental evaluation of pressure-swirl atomizers. In: *24th international congress of the aeronautical sciences*. [S.l.: s.n.], 2004. Citado na página 18.
- LAZZARIN, M. et al. Cfd simulation of a hybrid rocket motor with liquid injection. In: *47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*. [S.l.: s.n.], 2011. p. 5537. Citado na página 19.

LEFEBVRE, A. H.; MCDONELL, V. G. *Atomization and sprays*. [S.l.]: CRC press, 2017. Citado 6 vezes nas páginas 9, 25, 26, 27, 28 e 29.

MATOS, S. C. *Ensaio em câmara de combustão com injetor centrífugo bipropelente líquido criogênico*. [S.l.]: Instituto Tecnológico da Aeronáutica, São José dos Campos, SP, Brasil, 2013. Citado 2 vezes nas páginas 17 e 28.

OCHMAN, J.; BIALIK, W.; GIL, S. An experimental study on liquid fuel atomization. *Metallurgija*, Hrvatsko Metalurško Društvo (HMD), v. 54, n. 3, p. 559–562, 2015. Citado na página 19.

PALATEERDHAM, S. K. et al. Experimental investigation of the paraffin thermomechanical properties and hybrid rocket engine performance for different fuel grain formulations. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 23.

RIVAS, J. *Modelo matemático e simulação numérica da atomização de líquidos em injetores centrífugos de uso aeroespacial*. Tese (Doutorado) — PhD thesis, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, Brazil, 2015. Citado 2 vezes nas páginas 19 e 31.

RIZK, N.; LEFEBVRE, A. H. Internal flow characteristics of simplex swirl atomizers. *Journal of propulsion and power*, v. 1, n. 3, p. 193–199, 1985. Citado na página 40.

SORIA, M. F. *Modelagem tridimensional de gota unitária em tubulação horizontal com modelo VOF (Volume of Fluid)*. Tese (Doutorado) — Dissertação (Mestrado). Programa de Pós-graduação em Engenharia Mecânica . . . , 2009. Citado na página 31.

STORY, G. T. et al. Mars ascent vehicle hybrid propulsion effort. In: *AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum*. [S.l.: s.n.], 2020. p. 3727. Citado na página 20.

SUTTON, G. P.; BIBLARZ, O. *Rocket propulsion elements*. [S.l.]: John Wiley & Sons, 2010. Citado 4 vezes nas páginas 9, 17, 21 e 27.

TANASAWA, Y. On the atomization of liquid jet issuing from a cylindrical nozzle. *Technol. Rep. Tohoku Univ.*, v. 19, p. 135, 1955. Citado na página 27.

# Apêndices

# APÊNDICE A – Desenho Técnico SH

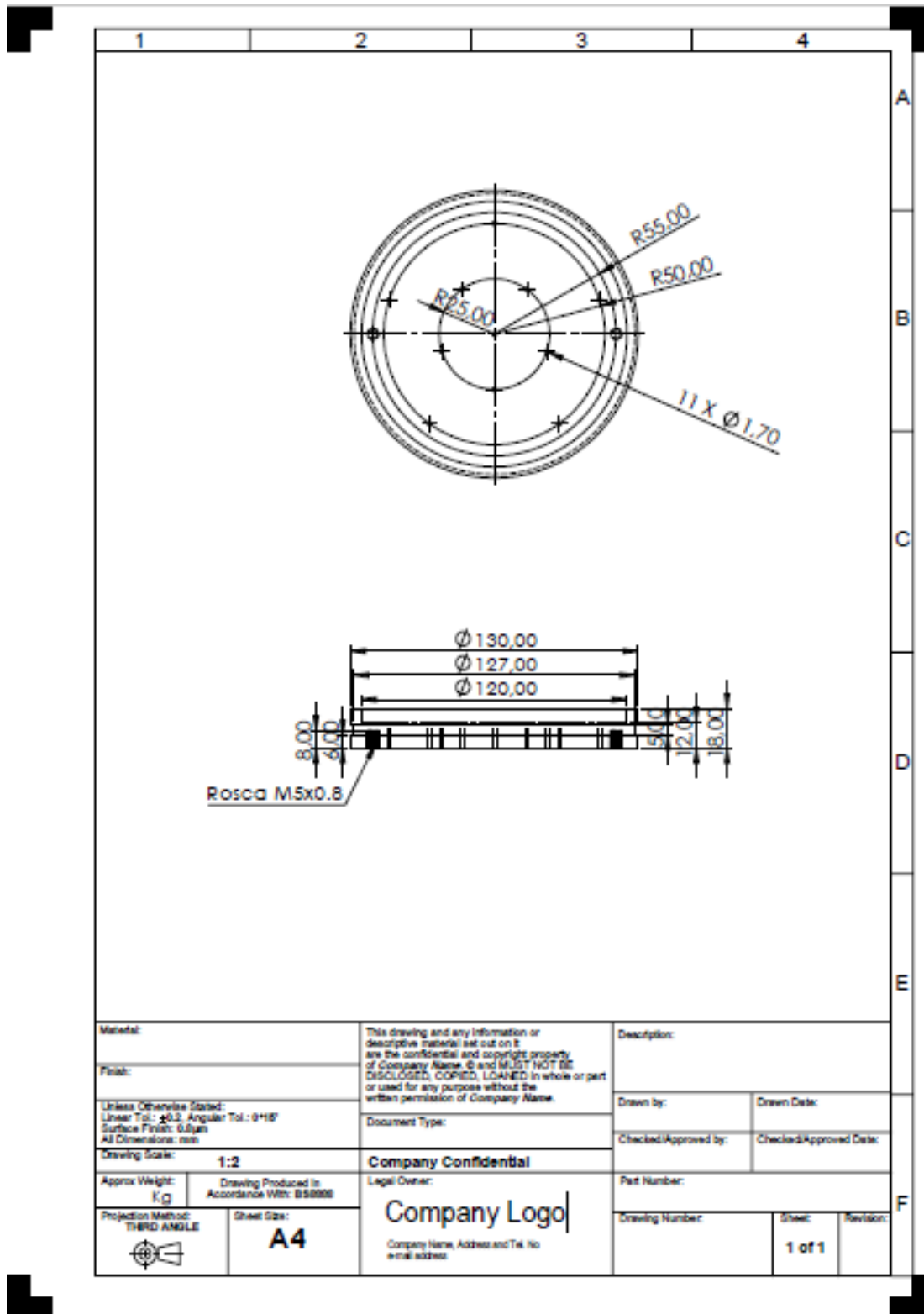


Figura 36 – Desenho Técnico da placa injetora SH

# APÊNDICE B – Desenhos técnicos PSW

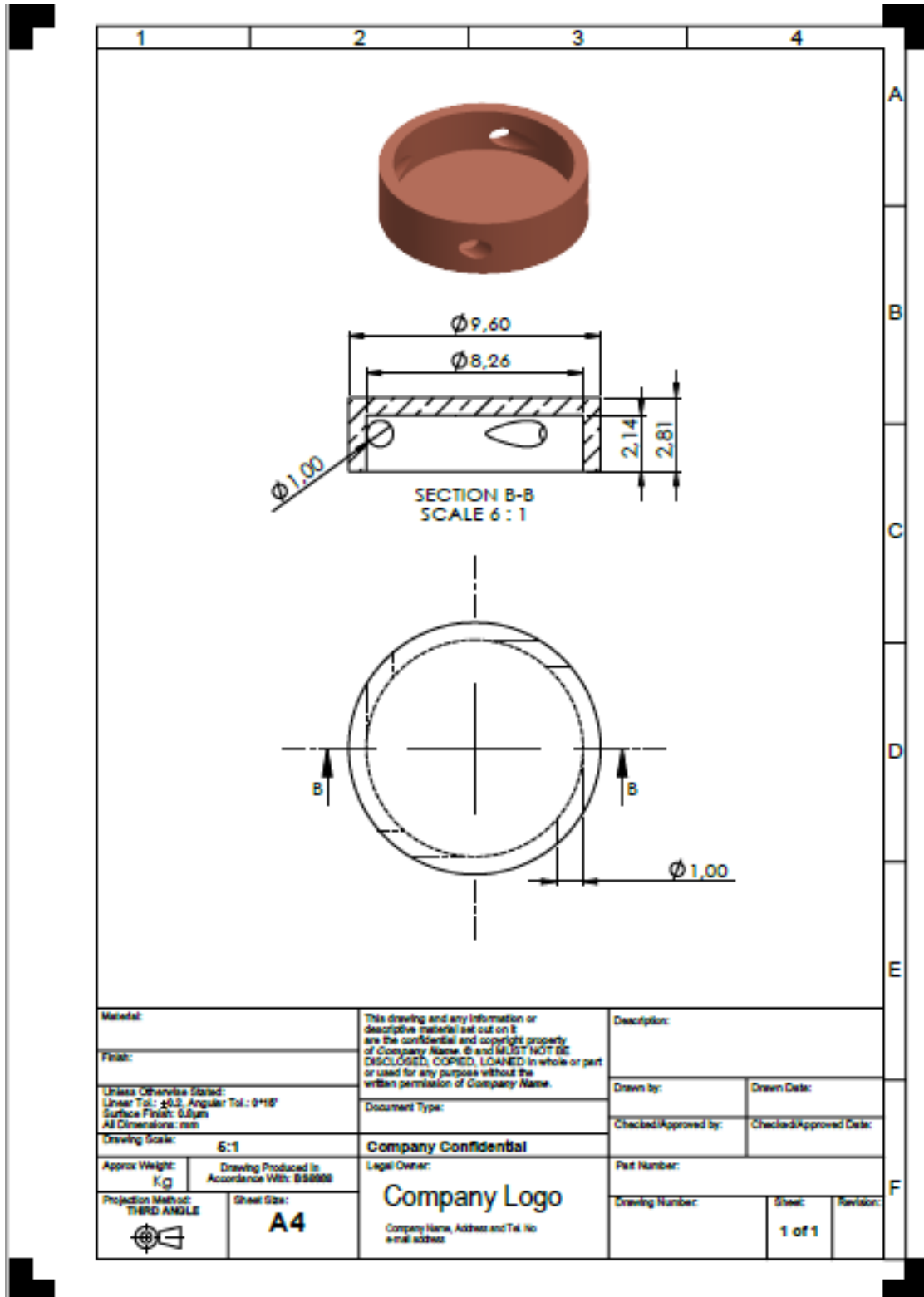


Figura 37 – Desenho Técnico do copo

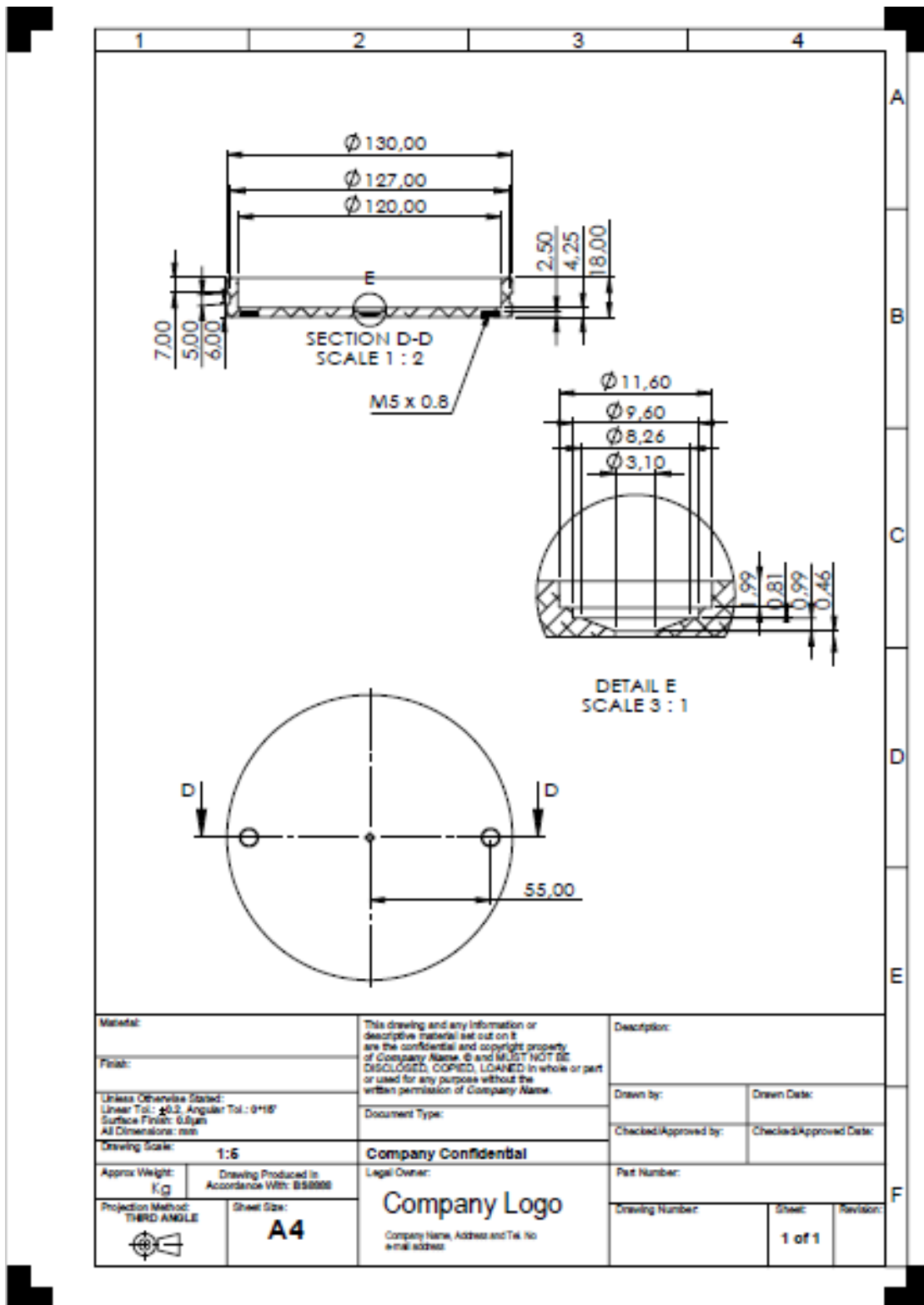


Figura 38 – Desenho Técnico da placa do PSW

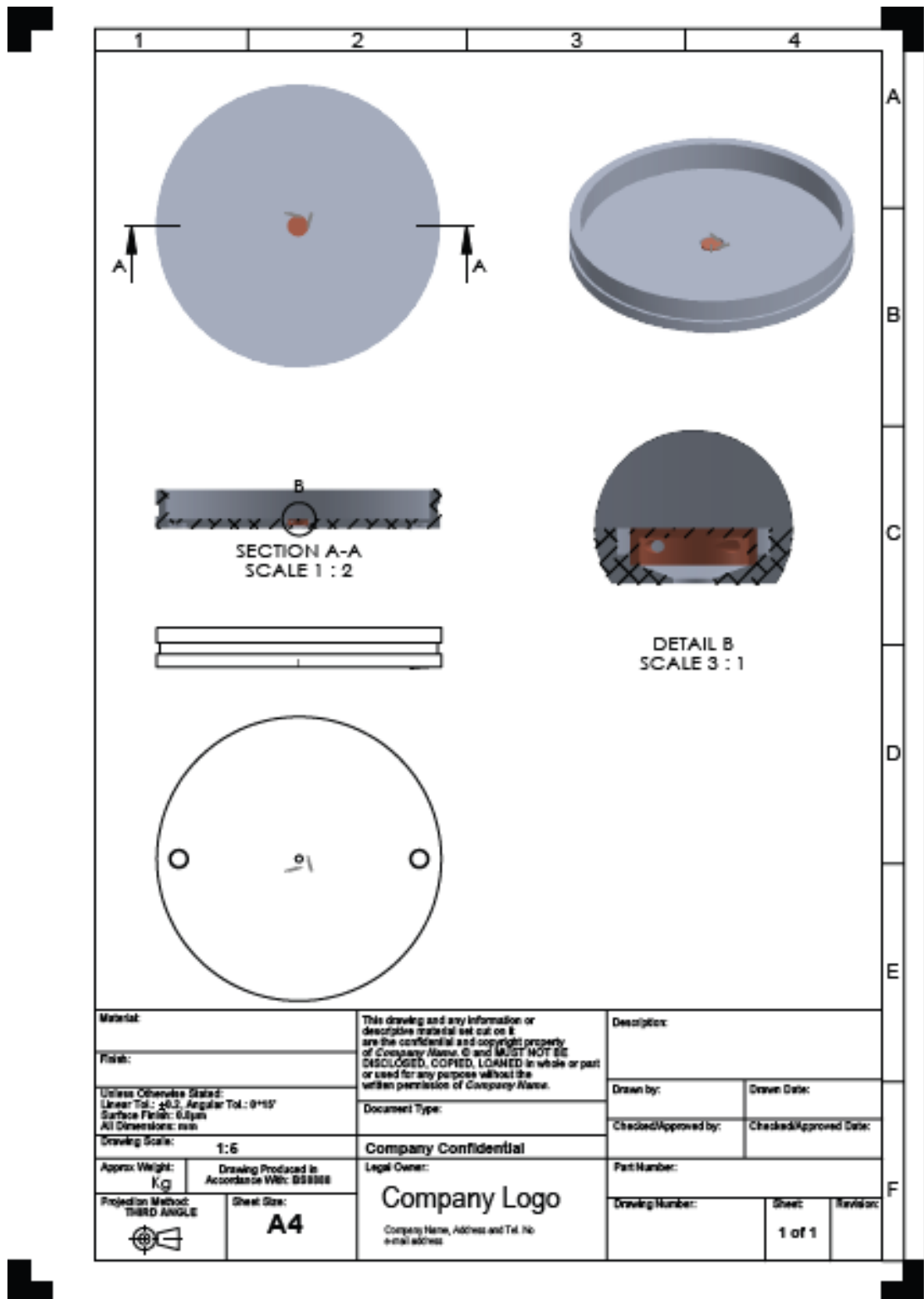


Figura 39 – Desenho Técnico da placa com o copo



# Anexos

## ANEXO A – Primeiro Anexo

Densidade Gás (Kg/m <sup>3</sup> )	Densidade Líquido (Kg/m <sup>3</sup> )	Tensão Superficial (N/m)	Viscosidade Dinâmica (Pa.s)
1,83	772,25	0,24	325×10 <sup>-6</sup>

Tabela 12 – Propriedades do óxido nitroso ([BOUZIANE et al., 2019](#))