



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

# **Análise Térmica e Estrutural do Disco Injetor do Motor de Foguete Híbrido SARA**

Autor: Rafael Abreu de Carvalho  
Orientador: PhD. Domenico Simone

Brasília, DF  
25 de setembro de 2020





Rafael Abreu de Carvalho

# **Análise Térmica e Estrutural do Disco Injetor do Motor de Foguete Híbrido SARA**

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: PhD. Domenico Simone

Brasília, DF

25 de setembro de 2020

---

Rafael Abreu de Carvalho

Análise Térmica e Estrutural do Disco Injetor do Motor de Foguete Híbrido SARA/ Rafael Abreu de Carvalho. – Brasília, DF, 25 de setembro de 2020-  
94 p. : il. (algumas color.) ; 30 cm.

Orientador: PhD. Domenico Simone

Trabalho de Conclusão de Curso – Universidade de Brasília - UnB  
Faculdade UnB Gama - FGA , 25 de setembro de 2020.

1. Foguete de Propulsão Híbrida. 2. Disco injetor de um motor de foguete híbrido. I. PhD. Domenico Simone. II. Universidade de Brasília. III. Faculdade UnB Gama. IV. Análise Térmica e Estrutural do Disco Injetor do Motor de Foguete Híbrido SARA

CDU 02:141:005.6

---

Rafael Abreu de Carvalho

# **Análise Térmica e Estrutural do Disco Injetor do Motor de Foguete Híbrido SARA**

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

Trabalho aprovado. Brasília, DF, 25 de setembro de 2020:

---

**PhD. Domenico Simone**  
Orientador

---

**PhD. Olexiy Shynkarenko**  
Convidado 1

---

**PhD. Paolo Gessini**  
Convidado 2

Brasília, DF  
25 de setembro de 2020



Este trabalho é dedicado a todos que me apoiaram e apoiam nesta trajetória, entre familiares, amigos e professores, obrigado.



# Agradecimentos

Agradeço ao meu orientador Domenico Simone, por me conceder a oportunidade de dar início a este trabalho e por proporcionar suporte e incentivos durante toda a execução deste projeto. Agradeço os professores da banca de avaliação, os demais professores da FGA e a Universidade de Brasília por proporcionar minha formação acadêmica.

Agradeço a familiares, amigos e professores que me apoiaram durante a minha formação acadêmica na Universidade de Brasília.

Um agradecimento especial à minha avó que não pode ver seu neto formado.



# Resumo

Motores híbrido de foguetes são mecanismos de propulsão que por meio de uma reação química gera impulso, reação esta entre um comburente líquido e um combustível sólido. O foguete em estudo será o motor de foguete híbrido SARA, desenvolvido pela Universidade de Brasília.

Este trabalho tem o intuito de montar uma modelagem teórica do subsistema do disco injetor do foguete, abrangendo também a tubulação de condução do óxido nitroso  $N_2O$  e a pré-câmara de combustão como sendo as vizinhanças influenciadoras no comportamento do sistema. Serão analisados as características químicas, mecânicas e termodinâmicas do material constituinte do disco injetor, as propriedades dinâmicas e termodinâmicas do fluxo de óxido nitroso e as condições de operação da pré-câmara de combustão. Com isto será possível determinar parâmetros como pressão e temperatura ambiente do sistema em estudo, os quais afetam diretamente a estrutura do disco injetor.

A análise teórica foi focada no entendimento dos mecanismos de funcionamentos de transferência de calor possível no interior do sistema, dinâmica do fluido que rege o fluxo de oxidante e conceitos de dinâmica estrutural que determinará o comportamento estrutural do disco injetor.

Estas informações sobre parâmetros e características iniciais proporcionou uma modelagem teórica do comportamento térmico e dinâmico estrutural apresentado pelo disco injetor durante a operação do motor de foguete. Estes entendimentos foram usados para produzir simulações computacionais com o auxílio dos softwares ANSYS.

Esta análise é importante para saber os parâmetros máximos de operação do sistema, para que o disco injetor não sofra danos estruturais e comprometa o pleno funcionamento de todo o motor do foguete.

Outro possível benefício foi determinar valores dimensionais mais eficientes do disco injetor, diminuindo a quantidade de material na estrutura e conseqüentemente reduzindo o custo da peça.

**Palavras-chaves:** Motor de Foguete Híbrido. Propulsão Híbrida. Transferência de Calor. Dinâmica de Fluidos. Dinâmica de Estruturas. Análise Térmica. Análise Estrutura. Disco Injetor.



# Abstract

Hybrid rocket engines are propulsion mechanisms that by means of a chemical reaction generate impulse, this reaction between a liquid oxidizer and a solid fuel. The rocket under study will be the SARA hybrid rocket engine, developed by the University of Brasília.

This work intends to assemble a theoretical modeling of the rocket injector disc subsystem, also covering the nitrous oxide conduction pipes and the combustion pre-chamber as the influencing neighborhoods in the behavior of this system. It will analyze the chemical, mechanical and thermodynamic characteristics of the constituent material of the injector disk, the dynamic and thermodynamic properties of the nitrous oxide flow and the combustion pre-chamber operating conditions. With this it will be possible to determine parameters such as pressure and temperature of the study's system environment, which directly affect the injector disk structure.

Theoretical analysis will focus on the understanding of the possible mechanisms of heat transfer within the system, the dynamics of the fluid that governs the flow of oxidant and concepts of structural dynamics that will determine the structural behavior of the injector disc.

This information on initial parameters and characteristics will provide a theoretical modeling of the thermal and dynamic structural behavior presented by the injector disc during the operation of the rocket engine. These understandings were used to produce computational simulations with the help of ANSYS software.

This analysis is important to know the maximum operating parameters of the system, so that the injector disk does not suffer structural damage and compromises the full operation of the entire rocket engine.

Another possible benefit will be to determine more efficient dimensional values of the injector disc, reducing the amount of material in the structure and consequently reducing the cost of the part.

**Key-words:** Hybrid Rocket Engine. Hybrid Propulsion. Heat Transfer. Fluid Dynamics. Dynamics of Structures. ANSYS Thermal Analysis, ANSYS Structural Analysis, Injector Disc.



# Lista de ilustrações

Figura 1 – Representação esquemática do Motor híbrido de foguete (SURMACZ; RARATA, 2009). . . . .	26
Figura 2 – Representação da reação entre o oxidante e combustível na câmara de combustão (CANTWELL, 2019) . . . . .	26
Figura 3 – Furos aonde serão encaixados os tubos . . . . .	33
Figura 4 – Disco injetor (Módulo do nível 1) e Tubos (Módulo de nível 2)(ANDRIANOV et al., 2015) . . . . .	34
Figura 5 – Desenho feito no Software Catia representando o encaixe entre o tubo (Azul) e um corte do disco injetor na região ao redor do furo (Verde). . . . .	34
Figura 6 – Condução de calor através de uma determinada estrutura(CENGEL; GHAJAR, 2012). . . . .	35
Figura 7 – Transferência de calor líquida entre a superfície e o meio vizinho (CENGEL; GHAJAR, 2012). . . . .	38
Figura 8 – Convecção natural de calor através do contato do fluxo de $N_2O$ com a superfície interna dos furos. (CENGEL; GHAJAR, 2012) . . . . .	39
Figura 9 – Convecção forçada de calor através do contato do fluxo de $N_2O$ com a superfície interna dos furos (PIRANI, 2009) . . . . .	39
Figura 10 – Representação ilustrativa dos possíveis vórtices no sistema de estudo . . . . .	40
Figura 11 – Disco Injetor acoplado ao <i>Front Closure</i> vista traseira . . . . .	43
Figura 12 – Disco Injetor acoplado ao <i>Front Closure</i> vista Frontal . . . . .	43
Figura 13 – Representação lateral e frontal do disco injetor do motor de foguete híbrido SARA feito pelo Professor Artem Andrianov, com apoio dos professores Olexiy Shynkarenko e Artur Bertoldi . . . . .	44
Figura 14 – Peça no qual o óxido nitroso será injetado para ser conduzido até o disco injetor . . . . .	45
Figura 15 – Desenho técnico do <i>Oxidizer Closure</i> feito pelo Professor Artem Andrianov, com apoio dos professores Olexiy Shynkarenko e Artur Bertoldi . . . . .	46
Figura 16 – Fronteiras do Sistema delimitado do motor de foguete híbrido . . . . .	47
Figura 17 – Condições de contorno do sistema delimitado do motor de foguete híbrido. . . . .	47
Figura 18 – Esquema simplificado do sistema de injeção de $N_2O$ , do disco injetor, do módulo de fechamento frontal e da câmara de pré combustão . . . . .	49
Figura 19 – Representação simplificada da estrutura de condução de $N_2O$ (azul) e a superfície de contato (vermelha) com o Disco injetor . . . . .	49
Figura 20 – Representação isométrica do Disco Injetor. . . . .	53
Figura 21 – Representação do Disco Injetor cortado de forma vertical. . . . .	54

Figura 22 – Representação isométrica do Oxidizer Enclosure vista pela parte traseira da peça. . . . .	54
Figura 23 – Representação do Oxidizer Enclosure após os procedimentos de corte para deixar a simulação mais eficiente. . . . .	55
Figura 24 – Representação frontal do Front Closure. . . . .	55
Figura 25 – Representação do Front Closure após ser cortado para deixar a simulação mais eficiente. . . . .	56
Figura 26 – Representação do conjunto das três peças acopladas. . . . .	56
Figura 27 – Representação do Conjunto após o procedimentos de corte feitos para deixar a simulação mais eficiente. . . . .	57
Figura 28 – Representação do Volume de Fluxo de Óxido Nitroso com a indicação dos Inlets de $N_2O$ . . . . .	58
Figura 29 – Representação do Volume de Fluxo de Óxido Nitroso com a indicação do Outlet de $N_2O$ . . . . .	59
Figura 30 – Representação do Fluxo de Óxido Nitroso com a indicação das superfícies de parafina. . . . .	59
Figura 31 – Representação do Fluxo de Óxido Nitroso com a indicação da superfície de simetria. . . . .	60
Figura 32 – Representação isométrica do Mesh do Disco Injetor. . . . .	62
Figura 33 – Representação lateral do Disco Injetor. . . . .	62
Figura 34 – Representação isométrica do Volume de Fluxo. . . . .	63
Figura 35 – Representação da lateral do Volume de Fluxo. . . . .	63
Figura 36 – Visualização geral do gradiente térmico do sistema. . . . .	69
Figura 37 – Temperatura de entrada do fluxo de óxido nitroso. . . . .	70
Figura 38 – Visualização do gradiente térmico da superfície de simetria. . . . .	70
Figura 39 – Visualização do gradiente térmico do outlet. . . . .	71
Figura 40 – Gradiente térmico de seções do volume de fluxo. . . . .	72
Figura 41 – Visualização geral da distribuição de pressão no sistema. . . . .	73
Figura 42 – Visualização do mapa de pressão dos inlets de Óxido Nitroso. . . . .	74
Figura 43 – Visualização da distribuição de pressão no Outlet. . . . .	74
Figura 44 – Visualização da distribuição de pressão na zona de simetria. . . . .	75
Figura 45 – Mapa de velocidade do fluxo no sistema. . . . .	76
Figura 46 – Duas seções do mapa de velocidade do volume de fluxo. . . . .	76
Figura 47 – Linhas de fluxo do movimento do fluido no volume de controle. . . . .	77
Figura 48 – Vista cortada do Volume de fluxo mostrando o padrão de impacto dos jato de $N_2O$ no Grão de Parafina. . . . .	78
Figura 49 – Visualização frontal do gradiente térmico do Disco Injetor. . . . .	79
Figura 50 – Visualização traseira do gradiente térmico de Disco Injetor. . . . .	80
Figura 51 – Visualização do gradiente térmico da secção lateral do Disco Injetor. . . . .	81

Figura 52 – Gradiente térmico de 3 seções provenientes do Disco Injetor . . . . .	82
Figura 53 – Visualização frontal do mapa de pressão do disco injetor. . . . .	83
Figura 54 – Visualização traseira do mapa de pressão do disco injetor. . . . .	83
Figura 55 – Distribuição dos estresses na superfície do Disco Injetor voltada para o Oxidizer Enclosure. . . . .	85
Figura 56 – Distribuição dos estresses na superfície do Disco Injetor voltada para a pré-câmara de combustão. . . . .	85
Figura 57 – Distribuição dos estresses normais a superfície na direção X no Disco Injetor voltada para o Oxidizer Enclosure. . . . .	86
Figura 58 – Distribuição dos estresses normais a superfície na direção X no Disco Injetor voltada para a pré-câmara de combustão. . . . .	87
Figura 59 – Gradiente térmico nos cortes internos do Disco Injetor. . . . .	89
Figura 60 – Mapa do caminho de fluido no Volume de Fluxo com a variação de temperatura. . . . .	90
Figura 61 – Distribuição dos estresses normais a superfície na direção X no Disco Injetor. . . . .	90
Figura 62 – Distribuição dos estresses equivalentes na superfície do Disco Injetor . .	91



# Lista de tabelas

Tabela 1 – Composição química do aço inoxidável AISI 310 (COMPANY, 2014). . . . .	31
Tabela 2 – Propriedades mecânicas do aço inoxidável AISI 310(10..., ) . . . . .	31
Tabela 3 – Propriedades térmicas do aço inoxidável AISI 310(10..., ). . . . .	32
Tabela 4 – Propriedades Químicas . . . . .	32
Tabela 5 – Propriedades do Ponto crítico . . . . .	32
Tabela 6 – Emissividade de alguns materiais a 300 $K$ . . . . .	37
Tabela 7 – Valores típicos do coeficiente de transferência de calor por convecção . . . . .	40
Tabela 8 – Valores aproximados do coeficiente de dilatação linear de determinados materiais. (SOUZA, 2017) . . . . .	51
Tabela 9 – Tabela com os valores quantitativos de Nodes e Cells no Mesh. . . . .	61
Tabela 10 – Propriedades do Grão de Parafina. . . . .	65
Tabela 11 – Propriedades do Óxido Nitroso $N_2O$ . . . . .	65
Tabela 12 – Propriedades da mistura de parafina e óxido nitroso. . . . .	66
Tabela 13 – Propriedades do Aço Inoxidável AISI 310.(COMPANY, 2014) . . . . .	66
Tabela 14 – Características dos Inlets de Óxido Nitroso. . . . .	66
Tabela 15 – Características da superfície horizontal da Parafina. . . . .	67
Tabela 16 – Características da superfície vertical de Parafina. . . . .	68
Tabela 17 – Características dos outlet da câmara de combustão. . . . .	68
Tabela 18 – Estresses Equivalentes máximo e mínimo em cada superfície. . . . .	86
Tabela 19 – Valores de estresses normais predominantes em cada superfície do disco injetor. . . . .	87
Tabela 20 – Temperaturas médias por região da estrutura simulada. . . . .	89



# Lista de abreviaturas e siglas

DARPA	Defense Advanced Research Projects Agency
HPDP	Hybrid Propulsion Demonstration Program
HTPB	Hydroxyl-terminated polybutadiene
LOx	Oxigênio líquido
NASA	National Aeronautics and Space Administration
SARA	Satélite de Reentrada Atmosférica



# Lista de símbolos

$(O/F)ratio$	Razão de fluxo mássico do oxidante por combustível
$A$	Área [ $m^2$ ]
$h_{conv}$	Coefficiente de transferência de calor por convecção [ $W/K * m^2$ ]
$I_{xx}$	Momento de inércia em torno de determinado eixo [ $m^4$ ]
$k$	Coefficiente de condutividade térmica [ $W/K * m$ ]
$P$	Pressão [Pa]
$\dot{Q}$	Fluxo de calor por unidade térmica [W]
$T$	Temperatura [K]
$V$	Velocidade [ $m/s$ ]
$Vol$	Volume [ $m^3$ ]
$y_r$	Ponto de aplicação da força [m]
$\alpha$	Fator de absorvidade
$\Delta$	Variação de propriedade
$\varepsilon$	Fator de emissividade
$\sigma$	Constante de <i>Stefan-Boltzmann</i> [ $W/m^2 * K^4$ ]



# Sumário

<b>1</b>	<b>INTRODUÇÃO</b>	<b>25</b>
<b>1.1</b>	<b>Foguete propulsionado a motor híbrido</b>	<b>25</b>
<b>1.2</b>	<b>Sistema propulsivo de motores híbridos de foguetes</b>	<b>25</b>
1.2.1	Vantagens e desvantagens sobre outros sistemas propulsivos	26
1.2.2	Problemática e justificativa	28
1.2.3	Objeto de Estudo	28
1.2.4	Objetivo geral	28
1.2.5	Objetivo específico	28
<b>2</b>	<b>COMPONENTES DO SISTEMA EM ESTUDO</b>	<b>31</b>
<b>2.1</b>	<b>Material constituinte do Disco Injetor</b>	<b>31</b>
2.1.1	Aço inoxidável austenítico AISI 310	31
<b>2.2</b>	<b>Óxido Nitroso (<math>N_2O</math>)</b>	<b>32</b>
2.2.1	Propriedades termodinâmicas	32
<b>3</b>	<b>TRANSFERÊNCIA TÉRMICA EM UMA PLACA</b>	<b>33</b>
<b>3.1</b>	<b>Equações regentes</b>	<b>33</b>
3.1.1	Equações para Dimensionamento do disco injetor	33
3.1.2	Mecanismos de transferências de calor	34
<b>3.2</b>	<b>Influência de furos em estruturas</b>	<b>38</b>
3.2.1	Influência de vórtices	40
3.2.2	Transferência total de calor no sistema para a estrutura do Disco Injetor	41
<b>4</b>	<b>ANALISE DE CASO</b>	<b>43</b>
<b>4.1</b>	<b>Disco injetor</b>	<b>43</b>
4.1.1	Dimensões	43
<b>4.2</b>	<b><i>Oxidizer Closure</i></b>	<b>44</b>
<b>4.3</b>	<b>Determinação das fronteiras do sistema</b>	<b>46</b>
4.3.1	Características térmicas do sistema	47
<b>4.4</b>	<b>Resistência estrutural da placa</b>	<b>48</b>
4.4.1	Análise do fluxo de $N_2O$	49
4.4.2	Análise da pressão resultante	50
4.4.3	Efeito da dilatação térmica do material	51
<b>4.5</b>	<b>Determinação do gradiente térmico do disco injetor</b>	<b>52</b>
<b>5</b>	<b>SIMULAÇÃO TÉRMICA DO SISTEMA</b>	<b>53</b>

<b>5.1</b>	<b>Modelagem dos componentes do sistema</b> . . . . .	<b>53</b>
5.1.1	Disco Injetor: . . . . .	53
5.1.2	Oxidizer Enclosure: . . . . .	54
5.1.3	Front Closure: . . . . .	55
<b>5.2</b>	<b>Conjunto montado:</b> . . . . .	<b>56</b>
<b>5.3</b>	<b>Região com passagem de fluxo de <math>N_2O</math>:</b> . . . . .	<b>58</b>
<b>5.4</b>	<b>Padrão do Mesh do sistema</b> . . . . .	<b>60</b>
5.4.1	Configurações do Mesh . . . . .	61
5.4.2	Mesh do Disco Injetor . . . . .	62
5.4.3	Mesh do Volume de Fluxo . . . . .	63
<b>5.5</b>	<b>Configurações de operação do ANSYS Fluent</b> . . . . .	<b>64</b>
5.5.1	Modelo (Model): . . . . .	64
5.5.2	Materiais: . . . . .	65
5.5.3	Boundary Conditions: . . . . .	66
<b>6</b>	<b>RESULTADOS DA SIMULAÇÃO</b> . . . . .	<b>69</b>
<b>6.1</b>	<b>Resultados para o Volume de Fluxo</b> . . . . .	<b>69</b>
6.1.1	Resultados do gradiente térmico do sistema simplificado do motor híbrido . . . . .	69
6.1.2	Resultados do mapa de pressão no sistema simplificado. . . . .	73
6.1.3	Resultados do comportamento de velocidade do fluido dentro do sistema. . . . .	75
<b>6.2</b>	<b>Resultados para o Disco Injetor</b> . . . . .	<b>79</b>
6.2.1	Resultados do gradiente térmico do Disco Injetor. . . . .	79
6.2.2	Resultados estruturais no Disco Injetor. . . . .	83
<b>7</b>	<b>CONCLUSÃO</b> . . . . .	<b>89</b>
	<b>REFERÊNCIAS</b> . . . . .	<b>93</b>

# 1 Introdução

## 1.1 Foguete propulsionado a motor híbrido

A ideia de foguetes propulsionado por uma motor híbrido é conhecida desde do sua primeira operação por pesquisadores soviéticos em 1933, o projeto foi chamado de GIRD-9 e seu primeiro lançamento ocorreu em Moscou no dia 17 de agosto de 1933. Tal foguete era propulsionada pela reação do oxigênio líquido com o combustível formado por gasolina na fase semi-líquida. Houveram entre 1937 e 1939 teste de motores híbrido por parte dos alemães, utilizando carvão e óxido nitroso. (SURMACZ; RARATA, 2009)

Próximo avanço considerado foi feito pela *General Eletric* com pesquisas usando como propelentes polietileno e peróxido de hidrogênio ( $H_2O_2$ ) 90% ao mesmo tempo que a pesquisas com ignição espontânea era feita pela *Caifornia Rocket Missile Research Society*, utilizando misturas de ácido com asfalto e cloreto de potássio. Após a década de 1950's países europeus como a França e a Suécia conduziram seus próprios teste com propulsão híbrida. (SURMACZ; RARATA, 2009)

Em 1995, A NASA e a DARPA iniciaram o programa HPDP (*Hybrid propulsion Demosntration Program*). Um foguete propulsionada por um motor híbrido mais robusto foi desenvolvido e testado, o motor produziu 1.1 MN de impulso por 15 segundos. Com o programa HPDP varias versões do baseados na tecnologia HTPB/ $N_2O$  foram produzidos e testados. Seguindo com o desenvolvimento deste sistema propulsivo, em 2002 a empresa *Lookheed* seu foguete híbrido HYSR, com o motor baseado da configuração de propelentes HTPB/ $LOx$  com 300 kN de impulso. (SURMACZ; RARATA, 2009)

A principal motivação para esta linha de pesquisa em propulsão aeroespacial foi a característica não explosiva do combustível, levando a uma nível maior de segurança nos estágios de operação e fabricação deste sistema de propulsão.

## 1.2 Sistema propulsivo de motores híbridos de foguetes

Ao contrario dos outros sistemas de propulsão utilizados em foguetes, O sistema híbrido para motores de foguete utiliza propelentes separados e armazenados em diferentes fases. Para o foguete SARA, o qual é desenvolvido pela Universidade de Brasília (UnB), o oxidante ( $N_2O$ ) se encontra armazenado na fase líquida e o combustível (Parafina) está armazenado na forma sólida no interior da câmara de combustão. O oxidante é injetado na câmara de combustão aonde ocorrerá a reação através do disco injetor, cuja estrutura é mais simples quando comparada as presentes no sistema de propulsão de motores líquidos

devido ao fato de só haver um propelente líquido. A formação da mistura e o processo de combustão ocorre na superfície interna do grão de parafina, a superfície interna irá derreter e vaporizar pelo efeito da transferência de calor por convecção e radiação na câmara. (SURMACZ; RARATA, 2009)

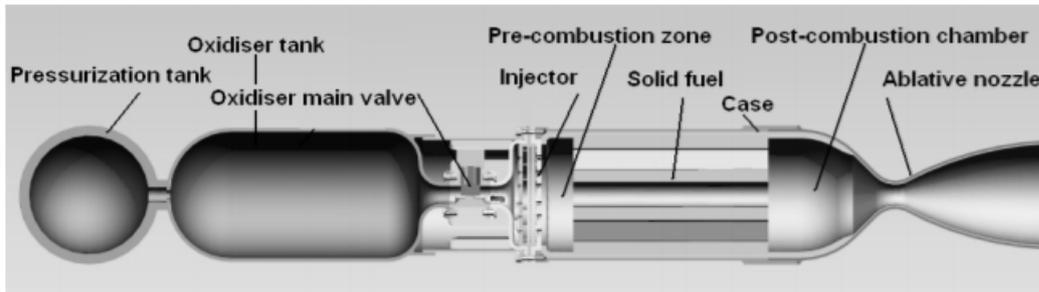


Figura 1 – Representação esquemática do Motor híbrido de foguete (SURMACZ; RARATA, 2009).

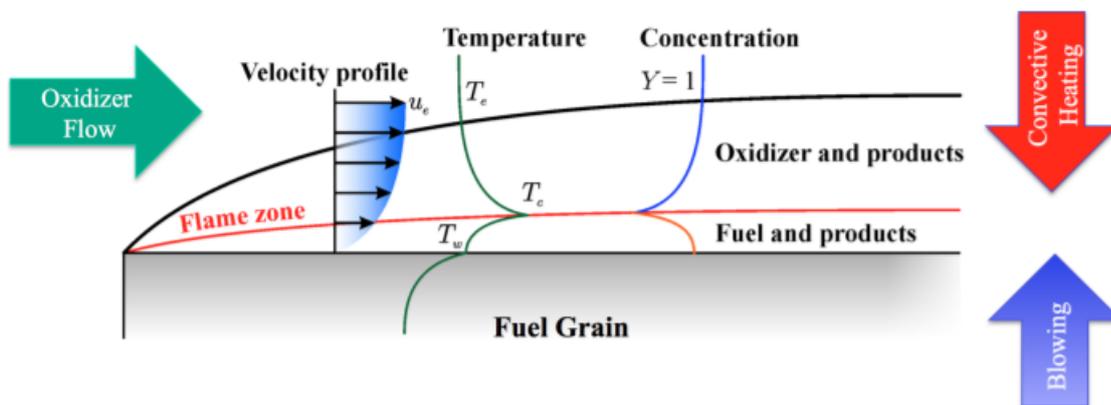


Figura 2 – Representação da reação entre o oxidante e combustível na câmara de combustão (CANTWELL, 2019)

### 1.2.1 Vantagens e desvantagens sobre outros sistemas propulsivos

Motores híbridos de foguetes possuem características próprias de operação e eficiência que comparados a os demais sistemas propulsivos coloca o sistema em questão em vantagem.

Comparando com sistemas propulsivos sólidos, monopropelentes e bipropelentes é possível definir vantagens como:

- Segurança durante os processos de fabricação, transporte e armazenamento, isto devido ao oxidante e o combustível estarem separados.

- Confiabilidade devido aos altos valores de tolerância dos parâmetros de imperfeições no grão e nas condições ambientes.
- Capacidade de "*Stop-Restart*" e flexibilidade nas variações de impulso.
- Custo baixo de operação e desenvolvimento do motor.
- Danos ambientais baixo, devido ao fato da combustão produzir frequentemente gases não tóxicos e propelentes que não possuem grau de contaminação alto durante os estágios de armazenagem e transporte.

(A;S et al., 2012)

Comparando com sistemas propulsivos líquidos, o uso de motores híbridos irá aumentar a confiabilidade e segurança do sistema. Pode ser analisado pontos de vantagem de motores híbridos como:

- Sistema propulsivo mecanicamente mais simples.
- Sistema de injeção simplificado (um só propelente na fase líquida).
- Menos propenso a *Hard-Starts*.
- Risco de incêndio reduzido.
- Na questão da performance, a mesma pode ser melhorada com adição de metais e os propelentes possuem maior densidade.

(SURMACZ; RARATA, 2009)

Os motores híbridos também possuem desvantagens, o que pode explicar o baixo uso comercial do sistema. Podem ser citados por exemplo:

- Eficiência da reação de combustão, devido ao fato da reação entre os propelentes ocorrer na zona de chama da camada limite acima da superfície da combustível, fazendo com que parte do oxidante passe através do motor sem reagir.
- Resíduos de combustíveis na câmara.
- Tendência de alteração na razão **O/F** (razão de fluxo mássico do oxidante por combustível), o que pode resultar em pequenas variações no impulso específico.
- Baixas taxas de regressão do grão.

(HYBRID... , 2014)

### 1.2.2 Problemática e justificativa

O disco injetor é responsável pela orientação e condução do fluxo de óxido nítrico, o que será o oxidante da reação na câmara de combustão. O ambiente das fronteiras desta placa possuem características bem distintas, o ambiente voltado para a válvula injetora possuirá temperaturas reduzidas e altos valores de pressão devido as características do fluxo de ( $N_2O$ ) proveniente da válvula. O outro ambiente voltado para câmara de combustão possui altas temperaturas e altos valores de pressão, devido a reação química entre o oxidante e o combustível. Estas características de temperatura e pressão combinados provocam estresses térmicos e mecânicos na estrutura da placa e uma análise é importante para que a peça não venha a falhar comprometendo a integridade do sistema propulsivo na totalidade.

Outra observação importante diz respeito ao fato do fluxo de óxido nítrico ser responsável pela função de resfriamento do da estrutura do disco injetor, devido a isto, uma análise comportamental do fluxo de ( $N_2O$ ), para que possíveis danos estruturais não ocorram durante as condições de operação devido a um provável superaquecimento do material que constitui a estrutura do Disco Injetor.

### 1.2.3 Objeto de Estudo

O objeto em estudo será disco injetor presente na estrutura do Motor de Foguete Híbrido SARA.

### 1.2.4 Objetivo geral

O objetivo geral desta análise teórica será definir o comportamento térmico e estrutural do disco injetor ao sofrer influência das forças exercidas pela vizinhança. Com o intuito de definir parâmetros para uma futura modelagem computacional.

### 1.2.5 Objetivo específico

Esta análise teórica será produzida para um entendimento pleno do comportamento do disco injetor e das características das vizinhanças, durante o período de funcionamento do motor de foguete híbrido. Para esta análise iremos considerar informações sobre o material que compõe a estrutura da placa, como por exemplo características de resistência térmica, resistência mecânica. Com o material definido, o próximo passo será analisar as condições de contorno das vizinhanças da placa (tubo de óxido nítrico ( $N_2O$ ) e câmara de pré combustão) por meio das equações regentes do sistema, dados sobre as características do fluxo nos tubo de oxidante e na pré câmara de combustão serão necessárias para a modelagem do sistema. Com está metodologia o intuito será produzir:

- Caracterização teórica o sistema composto pelos tubos de oxidante, disco injetor e pré câmara de combustão;
- Modelar o comportamento térmico da estrutura do disco injetor, possibilitando uma futura determinação do gradiente térmico;
- Modelar a resistência estrutural do disco injetor teoricamente;



## 2 Componentes do sistema em estudo

### 2.1 Material constituinte do Disco Injetor

#### 2.1.1 Aço inoxidável austenítico AISI 310

Tabela 1 – Composição química do aço inoxidável AISI 310 (COMPANY, 2014).

Elemento	C	Cr	Ni	Si	S	Mn	P	Fe
%	0,25	24,0-26,0	19,0-22,0	1,5	0,030	2	0,045	Balanceado

Esta liga metálica possui alta resistência a corrosão quando submetidos a altas temperaturas, mais especificamente com temperaturas de até 1100 °C com ciclos moderados de operação (COMPANY, 2014).

Este aço inoxidável pode ser exposto em ambiente levemente oxidante, a ambientes sujeitos a processo de nitrificação e cementação. Também possui bom funcionamento em sistemas sujeitos a ciclos térmicos, com diminuição na temperatura máxima de serviço (COMPANY, 2014).

A alta porcentagem de cromo e níquel garante resistência ao processo de sulfuração e produção resistência moderada a peça ao ser exposta a um ambiente propício ao processo de cementação.

Tabela 2 – Propriedades mecânicas do aço inoxidável AISI 310 (10... , )

Propriedades mecânicas	Valor
Dureza Brinell	170
Dureza Knoop	191
Dureza Rockwell B	86
Dureza Vickers	178
Resistência a tração (Ultimate)	655 MPa
Resistência a tração (Yield)	275 MPa
Elongação até ruptura	45 %
Modulo de tensão	200 GPa
Izod Impact (Resistência a impacto)	120 J

Tabela 3 – Propriedades térmicas do aço inoxidável AISI 310(10... , ).

Propriedades Térmicas	Valor
Calor específico	0.500 $J/g * ^\circ C$
Condução térmica	14.2 $W/m * K$
Ponto de fusão	1400-1455 $^\circ C$
Temperatura de solidificação	1400 $^\circ C$
Temperatura de liquefação	1455 $^\circ C$
Temperatura máxima de serviço (Ar)	1035 $^\circ C$ 1150 $^\circ C$

## 2.2 Óxido Nitroso ( $N_2O$ )

Óxido nitroso  $N_2O$  será o propelente oxidante na reação de combustão para o motor de foguete híbrido SARA. Este gás é colocado como um propelente com varias utilidades para vários tipos de espaçonaves. Possui características favoráveis a esta área de uso como sua não toxicidade, gás facilmente liquefeito, por ser não corrosivo em contato com outros materiais da estrutura, possui alta estabilidade e baixa reatividade em temperatura normais. Em elevadas temperaturas suporta combustão e oxida componentes orgânicos, metais alcalinos entre outras substâncias. Fatores que tornam o óxido nitroso atrativo ao uso com propelente de foguetes:

- Pode ser armazenado na forma líquida (  $756 \text{ kg}/\text{m}^3$ ) com um vapor de pressão de aproximadamente 52 bar à  $20^\circ C$ ;
- Decomposição exotérmica de forma adiabática à aproximadamente  $1640^\circ C$ ;
- Sua decomposição produz moléculas de oxigênio, as quais podem reagir e entrar em combustão com uma variedade de combustíveis;

### 2.2.1 Propriedades termodinâmicas

Tabela 4 – Propriedades Químicas

Substância	Fórmula	Massa Molar (M) ( $kg/kmol$ )	Contante do Gás (R) ( $kJ/kg * K$ )
Óxido Nitroso	$N_2O$	44.013	0.1889

Tabela 5 – Propriedades do Ponto crítico

Temperatura (K)	Pressão (MPa)	Volume ( $m^3/kmol$ )
309.7	7.27	0.0961

## 3 Transferência térmica em uma placa

### 3.1 Equações regentes

#### 3.1.1 Equações para Dimensionamento do disco injetor

Disco Injetor é constituído como já mencionado por uma placa de formato circular com a presença de 16 furos distribuídos em dois grupos os mais exteriores e os mais interiores.

A área será determinada por:

$$A_{total} = [\pi * ((R_c)^2)] - [5 * (\pi * ((R_{fi})^2))] - [11 * (\pi * ((R_{fe})^2))][m^2] \quad (3.1)$$

Onde  $R_c$  é determinado com raio do círculo,  $R_{fi}$  e  $R_{fe}$  como sendo os raios correspondente respectivamente aos furos interiores e exteriores que serão retiradas da área total do disco.

A área interior deste furos será considerada para cálculo de transferência térmica por meio de convecção proveniente do fluxo de  $N_2O$  vindo da tubulação de injeção.

**Observação:** Os raios dos furos interiores e exteriores ( $R_{fi}$  e  $R_{fe}$ ) estão sendo considerados com seus seus valores finais após a montagem final do sistema. Nestes furos será encaixados pequenos tubos, os quais reduzirá o diâmetro total do furo no sistema, o que pode ser notado pela presença de ranhuras na superfície interna dos furos como mostrado na figura 3. Uma representação do tubo sendo encaixado nos furos está representado pela figura 5, no qual foi feito um corte no disco injetor na região ao redor do furo.

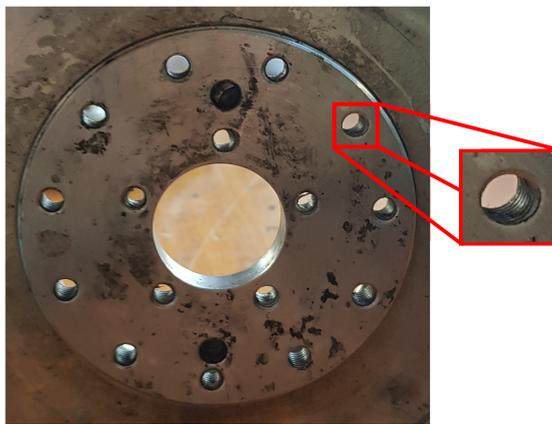


Figura 3 – Furos aonde serão encaixados os tubos

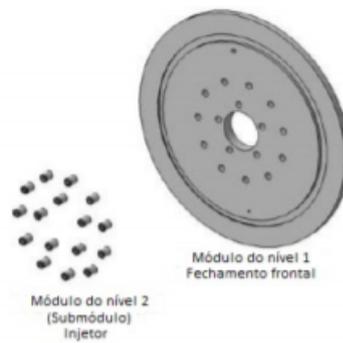


Figura 4 – Disco injetor (Módulo do nível 1) e Tubos (Módulo de nível 2)(ANDRIANOV et al., 2015)

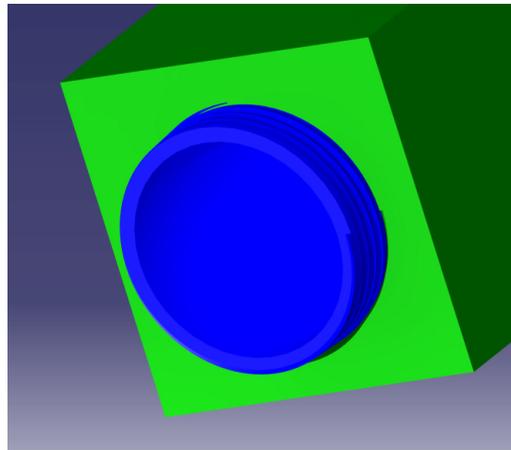


Figura 5 – Desenho feito no Software Catia representando o encaixe entre o tubo (Azul) e um corte do disco injetor na região ao redor do furo (Verde).

O volume da peça pode ser facilmente determinado multiplicando esta área pela espessura pré definida da estrutura:

$$Vol = (A_{total}) * (espessura)[m^3] \quad (3.2)$$

### 3.1.2 Mecanismos de transferências de calor

A transferência de calor em um sistema determinado previamente pode acontecer por meio de três tipos de mecanismos. A transferência de calor por meio do mecanismo de condução, por meio do mecanismo de convecção e por meio do mecanismo de radiação. Neste subtópico será determinado os mecanismos de condução e radiação com o mecanismo de convecção sendo apresentado no subtópico seguinte sobre a influencia de furos na superfície do disco injetor.

A transferência de energia térmica neste sistema será principalmente feita pela forma da condução térmica. Este mecanismo pode ser definida pela transferência de calor feita por uma partícula mais energética para outra menos energética que esta contida na sua vizinhança como resultado da interação entre elas, tal mecanismo independente do estado de ambas as substâncias, podendo ser gasosos, sólidos ou líquidos (CENGEL; GHAJAR, 2012). No caso em estudo o disco injetor esta localizado em contato com o fluxo de Óxido Nitroso com uma determinada temperatura pela sua superfície esquerda e pelo fluxo térmico proveniente da câmara de pré combustão pela sua superfície direita. Então a transferência de calor se dará de por condução pelo contato do fluido de oxidante e do fluxo térmico proveniente da combustão com a sua estrutura sólida.

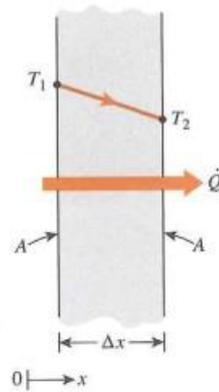


Figura 6 – Condução de calor através de uma determinada estrutura(CENGEL; GHAJAR, 2012).

Definido estas condições iniciais pode-se determinar o fluxo térmico que cada fonte energética irá afetar a estrutura do disco. Para isto a equação básica de taxa de condução de calor será aplicada:

$$\dot{Q}_{cond} = (k * (\text{Área}) * \Delta T) / (\text{espessura}) [J/s] \quad (3.3)$$

Onde  $\dot{Q}_{cond}$  é a taxa de condução de calor,  $\Delta T$  [K] corresponde a variação de temperatura entre as extremidades da estrutura e  $k$  [ $W/K * m$ ] representa o coeficiente de condutividade térmica do material do disco.

Por meio da forma diferencial da taxa de condução de calor, denominada *Lei de Fourier da Condução térmica*:

$$\dot{Q}_{cond} = k * A * (dT/dx) [W] \quad (3.4)$$

O mecanismo de transferência de calor por meio da radiação se dá pela energia emitida pela matéria sob forma de ondas eletromagnéticas como resultado das mudanças

nas configurações eletrônicas de átomos ou moléculas. Este mecanismo não exige a presença de um meio interveniente. O caso de radiação que estamos interessados trata-se da radiação térmica, onde qualquer tipo de corpo com temperatura superior ao zero absoluto emitem. No caso específico do Motor de foguete híbrido SARA, a radiação seria emitida mais significativamente pelo processo de combustão do grão de parafina em contato com o fluxo de  $N_2O$  gerado na câmara de combustão. (CENGEL; GHAJAR, 2012)

A taxa máxima de radiação que pode ser emitida de uma superfície idealizada (corpo negro) é dada pela lei de Stefan-Boltzmann da radiação térmica:

$$\dot{Q}_{emit.max.rad.corpo.negro} = \sigma * (A_{sup.Ide}) * (T_{sup.emit}^4)[W] \quad (3.5)$$

Onde  $\dot{Q}_{emit.max.rad}$  representa a taxa máxima de radiação que pode ser emitida pela superfície do corpo negro,  $\sigma$  representa a constante de *Stefan-Boltzmann* e possui o valor de  $5.670 \times 10^{-8} W/m^2 * K^4$ ,  $A_{sup.Ide}$  representa a superfície idealizada do corpo negro que emite a radiação e  $T_{sup.emit}$  representa a temperatura termodinâmica da superfície.

Tratando-se de superfícies não idealizadas, as quais não se comportam como um corpo negro, a radiação emitida é sempre menor que a máxima intensidade de emissão do corpo negro. Para estes casos a taxa máxima de radiação pode ser expressa com:

$$\dot{Q}_{emit.max.rad.} = \varepsilon * \sigma * (A_{sup.Ide}) * (T_{sup.emit}^4)[W] \quad (3.6)$$

Onde a única diferença na expressão seria a presença do fator de emissividade  $\varepsilon$  multiplicando o lado direito da expressão, este fator pode variar entre 0 a 1 ( $0 < \varepsilon < 1$ ), demonstrando o quanto o comportamento da superfície em questão se aproxima do comportamento de um corpo negro ( $\varepsilon = 1$ ).

Tabela 6 – Emissividade de alguns materiais a 300 K

Material	Emissividade
Alumínio em folhas	0.07
Alumínio anodizado	0.82
Cobre polido	0.03
Ouro polido	0.03
Prata polida	0.02
Aço inoxidável polido	0.17
Pintura preta	0.98
Pintura branca	0.90
Papel branco	0.92-0.97
Pavimento asfáltico	0.85-0.93
Tijolo vermelho	0.93-0.96
Pele humana	0.95
Madeira	0.82-0.92
Terra	0.93-0.96
Água	0.96
Vegetação	0.92-0.96

Para o aço inoxidável AISI 310 (altamente oxidado) temos os valores de  $\varepsilon$  variando de 0.90 a 0.97, para temperaturas de 220 a 520 K. (NETO, 2004)

Podemos analisar também no âmbito do mecanismo de transferência de calor por meio da radiação o quanto a superfície absorve de calor:

$$\dot{Q}_{abs.} = \alpha * \dot{Q}_{inc.} [W] \quad (3.7)$$

Onde  $\dot{Q}_{abs.}$  é a quantidade de radiação absorvida,  $\dot{Q}_{inc.}$  é a radiação emitida pela superfície de referencia e incide na superfície em estudo e  $\alpha$  representa o fator de absorvidade da superfície em estudo, a possui valores de  $0 < \alpha < 1$ .

Outro ponto importante será a influência do meio que separa o disco injector da câmara de combustão, neste caso seria um fluxo de óxido nitroso. Desta análise pode-se determinar a taxa líquida de transferência de calor por radiação, que é dada por:

$$\dot{Q}_{rad.liq} = \varepsilon * \sigma * (A_{sup}) * (T_{sup}^4 - T_{cir.}^4) [W] \quad (3.8)$$

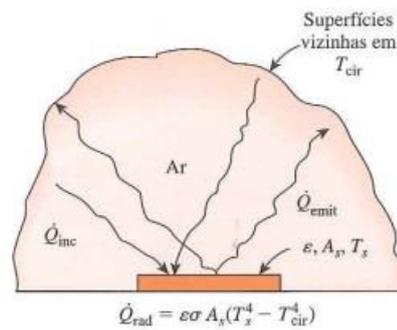


Figura 7 – Transferência de calor líquida entre a superfície e o meio vizinho (CENGEL; GHAJAR, 2012).

A transferência de radiação de ou para uma superfície cercada de gás, ocorre ao mesmo tempo por convecção (por haver movimento de fluido na câmara de pré combustão) entre a superfície do disco e o óxido nitroso, conceito que será mais aprofundado no próximo tópico a cerca do efeito de furos no disco. Levando em consideração isto a transferência de calor total nesta etapa pode ser definida como:

$$\dot{Q}_{total} = \dot{Q}_{conv} + \dot{Q}_{rad} \quad (3.9)$$

$$\dot{Q}_{TotalRad} = h_{conv} * A_{sup} * (T_{sup} - T_{cir}) + \epsilon * \sigma * A_{sup} * (T_{sup}^4 - T_{cir}^4) [W] \quad (3.10)$$

Onde  $h_{conv}$  pode ser definido com sendo o coeficiente de transferência de calor por convecção [ $W/K * m$ ].

## 3.2 Influência de furos em estruturas

A estrutura do disco injetor possui 16 furos ao longo de sua superfície, por onde o fluxo de  $N_2O$  irá fluir com a ação principal de reagir com o grão de parafina no interior da câmara de combustão. Uma ação secundária deste fluxo importante de ser mencionada é o resfriamento da peça, aonde o óxido nitroso entrará em contato com a superfície esquerda do disco injetor e por meio destes mecanismo de transferência de calor mencionados irá resfriar a peça.

Analisando a passagem de fluxo no furo devido a velocidade adquirida pelo mesmo ao passar pela região haverá transferência de calor por meio do mecanismo chamado transferência de calor convecção, neste caso na forma de convecção forçada devido ao fato do fluido ser bombeado através do disco pela tubulação condutora de oxidante. Tal mecanismo pode ser definido como modo de transmissão energética entre uma superfície

sólida e um fluxo líquido ou gasoso com a atuação de força externa. Isto afeta na taxa de transferência de calor, fazendo com que a taxa de transferência por convecção natural seja menor que a feita por convecção forçada (CENGEL; GHAJAR, 2012).

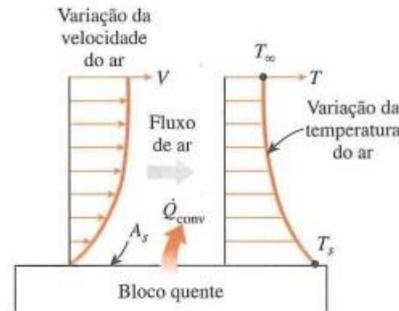


Figura 8 – Convecção natural de calor através do contato do fluxo de  $N_2O$  com a superfície interna dos furos. (CENGEL; GHAJAR, 2012)

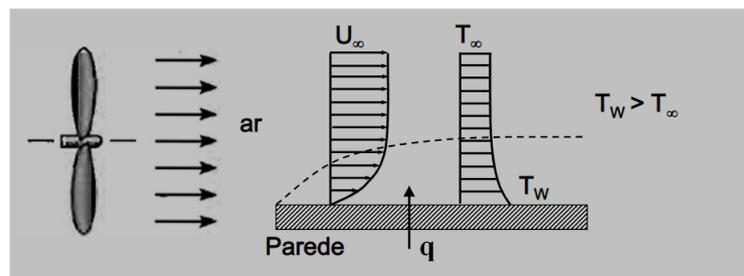


Figura 9 – Convecção forçada de calor através do contato do fluxo de  $N_2O$  com a superfície interna dos furos (PIRANI, 2009)

$$\dot{Q}_{conv} = h_{conv} * (\text{Área}_f) * \Delta T [W] \quad (3.11)$$

Neste caso  $\dot{Q}_{conv}$  representa o fluxo térmico promovido pela convecção,  $h_{conv}$  corresponde ao coeficiente de transferência por convecção (O coeficiente de transferência de calor por convecção de das condições das camadas limites, geradas pelo fluido em movimento sobre a superfície da placa, depende também da geometria da superfície, a natureza do escoamento e por uma série de propriedades termodinâmicas e de transporte do fluido),  $\Delta T$  representa a diferença térmica entre os dois elementos do sistema e a  $\text{Área}_f$  em questão agora será a superfície interior dos furos, seguindo a equação abaixo:

$$\text{Área}_f = (\text{espessura}) * (\pi * R_{furo}^2) [m^2] \quad (3.12)$$

Os valores típicos para o coeficiente de transferência são previamente tabelados para determinados tipos de fluidos:

Tabela 7 – Valores típicos do coeficiente de transferência de calor por convecção

Tipo de convecção	$h, W/m^2 * K$
Convecção livre de gases	2-25
Convecção livre de líquidos	10-1000
Convecção forçada de gases	25-250
Convecção forçada de líquidos	50-20000
Ebulição e condensação	2500-100000

### 3.2.1 Influência de vórtices

Devido ao comportamento do fluxo de óxido nitroso ( $N_2O$ ) e o formato das estruturas componente do sistema (tubo injetor de oxidante, disco injetor e câmara de pré combustão), há a possibilidade de formação de vórtices nas áreas vizinhas as superfícies esquerda e direita do disco injetor:

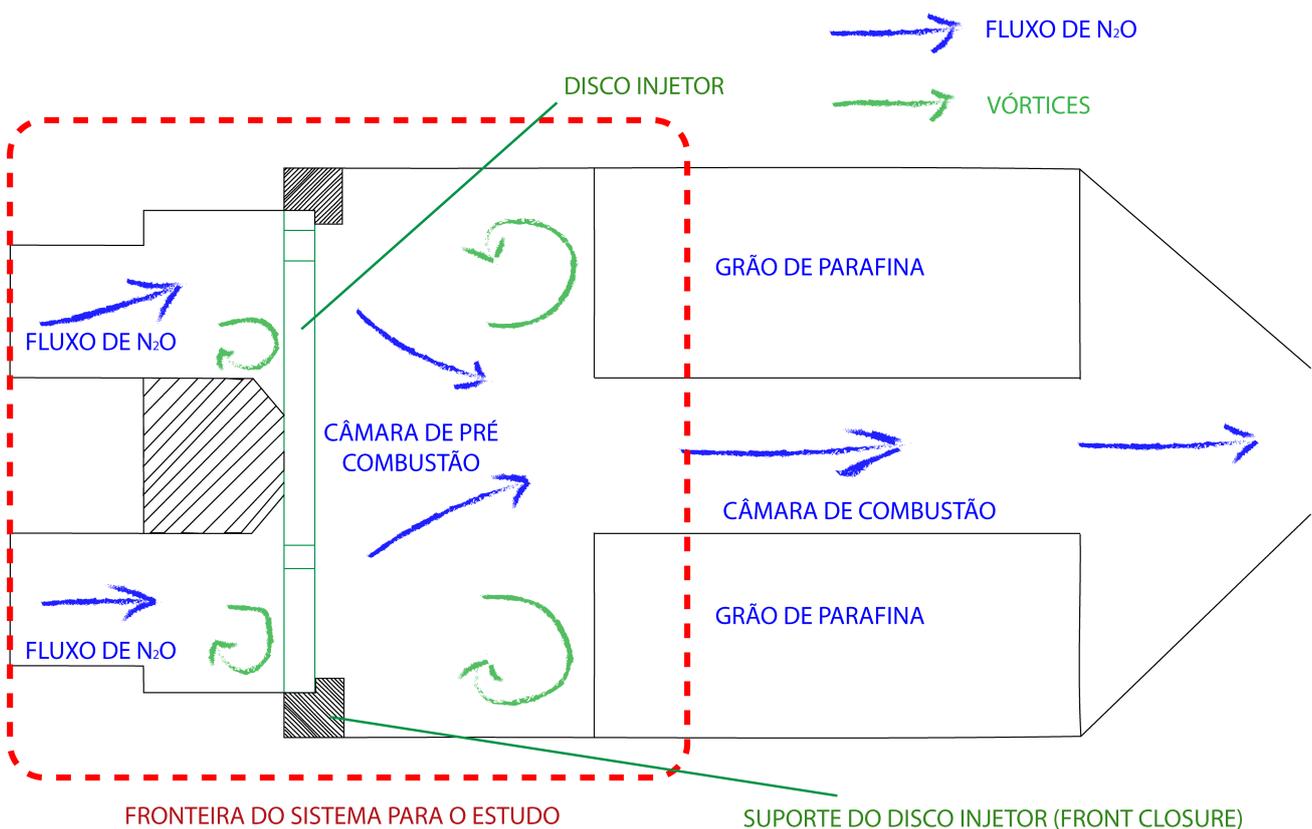


Figura 10 – Representação ilustrativa dos possíveis vórtices no sistema de estudo

Observando a princípio a formação destes vórtices no fluxo, pode-se prever que haverá transferência de calor por meio do mecanismo de convecção, pois estes comportamentos demonstra que há fluido não estático em contato com estas superfícies promovendo um acréscimo no valor no fluxo de calor.

Uma previsão preliminar dos vórtices pode ser feita. Porque sabemos a direção do fluxo de óxido nitroso, com isto o choque entre o fluido e o disco injetor gerará vórtices na superfície esquerda do disco injetor. Nos vórtices previsto na face direita do disco injetor será provavelmente criado pelo choque do fluxo de  $N_2O$  com o grão de parafina, o efeito da combustão na câmara de combustão também afetará o comportamento destes vórtices por meio do fluxo térmico gerado na mesma região.

Para se determinar o quanto este fenômeno está interferindo no gradiente térmico da placa promovido pelo fluxo de calor será necessário a criação de um algoritmo para definição do comportamento deste fluxo no sistema delimitado previamente e uma simulação deste mesmo sistema no software ANSYS Fluent.

### 3.2.2 Transferência total de calor no sistema para a estrutura do Disco Injetor

Por meio das definições anteriores, podemos analisar o sistema de transferência de calor ao qual a estrutura do disco injetor está sofrendo ação, concluído que o objeto de estudo estará sujeito a influência dos 3 tipos de mecanismo (Transferência por condução, convecção e radiação).

A taxa de transferência de calor para a placa pode ser calculada por meio do somatório dos 3 mecanismos:

$$\dot{Q}_{totaldo disco} = \dot{Q}_{conv} + \dot{Q}_{cond} + \dot{Q}_{TotalRad} \quad [W] \quad (3.13)$$

Substituindo as equações previamente definidas:

$$\begin{aligned} \dot{Q}_{totaldo disco} = & [h_{conv} * (Área_f) * \Delta T] + [(k * (Área_{SupDisco}) * \Delta T) / (espessura)] \\ & + [h_{conv} * A_{sup} * (T_{sup} - T_{cir}) + \varepsilon * \sigma * A_{sup} * (T_{sup}^4 - T_{cir}^4)] \end{aligned} \quad (3.14)$$

(CENGEL; GHAJAR, 2012)



## 4 Análise de Caso

### 4.1 Disco injetor



Figura 11 – Disco Injetor acoplado ao *Front Closure* vista traseira



Figura 12 – Disco Injetor acoplado ao *Front Closure* vista Frontal

#### 4.1.1 Dimensões

- Diâmetro: 85 mm
- Espessura: 10.4 mm
- Seção de furos exterior:
  - Diâmetro da seção: 35.5 mm
  - Diâmetro dos furos: 2 mm
- Seção de furos interior:

- Diâmetro da seção: 19 mm
- Diâmetro dos furos: 1 mm

OBS.:

- Os valores dos diâmetros dos furos já incluem a presença de tubos vazado presente da montagem do sistema.

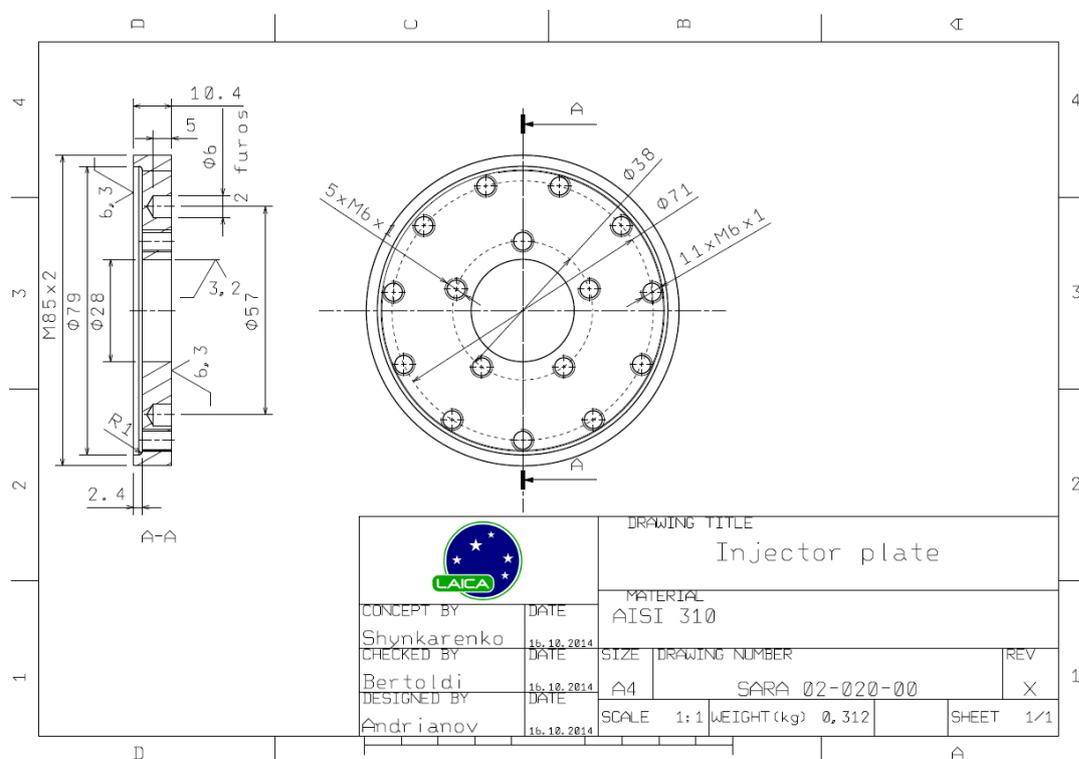


Figura 13 – Representação lateral e frontal do disco injetor do motor de foguete híbrido SARA feito pelo Professor Artem Andrianov, com apoio dos professores Ole-xyi Shynkarenko e Artur Bertoldi

## 4.2 Oxidizer Closure

O *Oxidizer Closure* será a peça a qual a tubulação de óxido nitroso estará em contato permitindo que o oxidante flua pelo disco injetor, foto das peça e desenho técnico seguem abaixo para melhor representação:



Figura 14 – Peça no qual o óxido nitroso será injetado para ser conduzido até o disco injetor

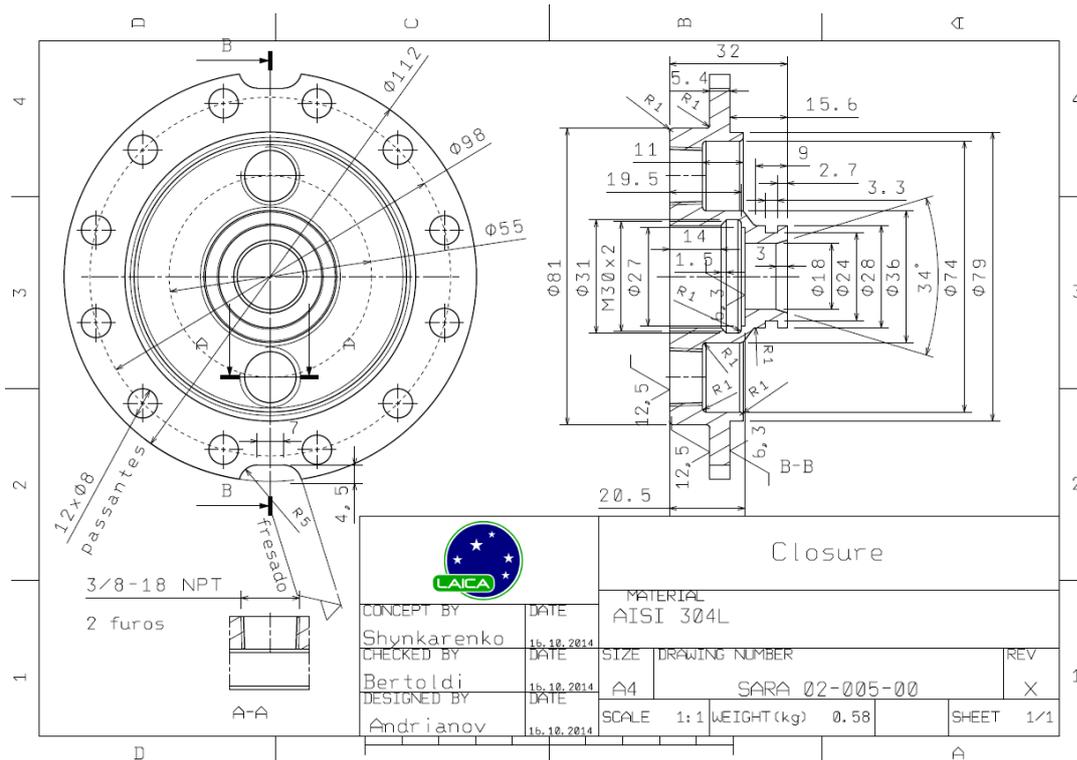


Figura 15 – Desenho técnico do *Oxidizer Closure* feito pelo Professor Artem Andrianov, com apoio dos professores Olexiy Shynkarenko e Artur Bertoldi

### 4.3 Determinação das fronteiras do sistema

As fronteiras do sistema serão definidas com sendo iniciada logo após a válvula injetora e terá fim na região imediatamente após a superfície frontal do disco injetor com a câmara de pré combustão incluída. Os instantes de tempos serão considerados para início da análise como sendo logo após o início do processo de ignição do motor, ou seja, início da reação de combustão localizada no interior da câmara de combustão.

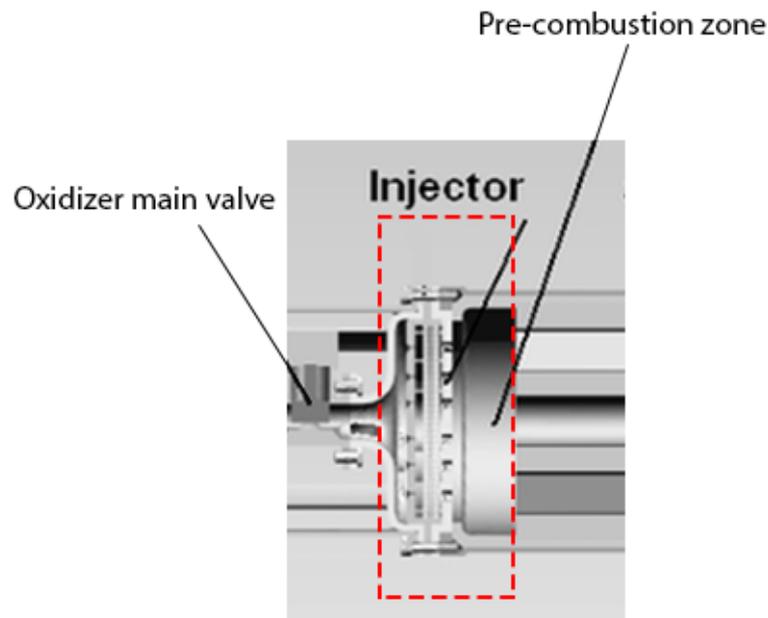


Figura 16 – Fronteiras do Sistema delimitado do motor de foguete híbrido

#### 4.3.1 Características térmicas do sistema

As temperaturas iniciais de ambas as fronteiras devem ser definidas para a realização das análises do gradiente térmico presente ao longo da estrutura do disco injetor.

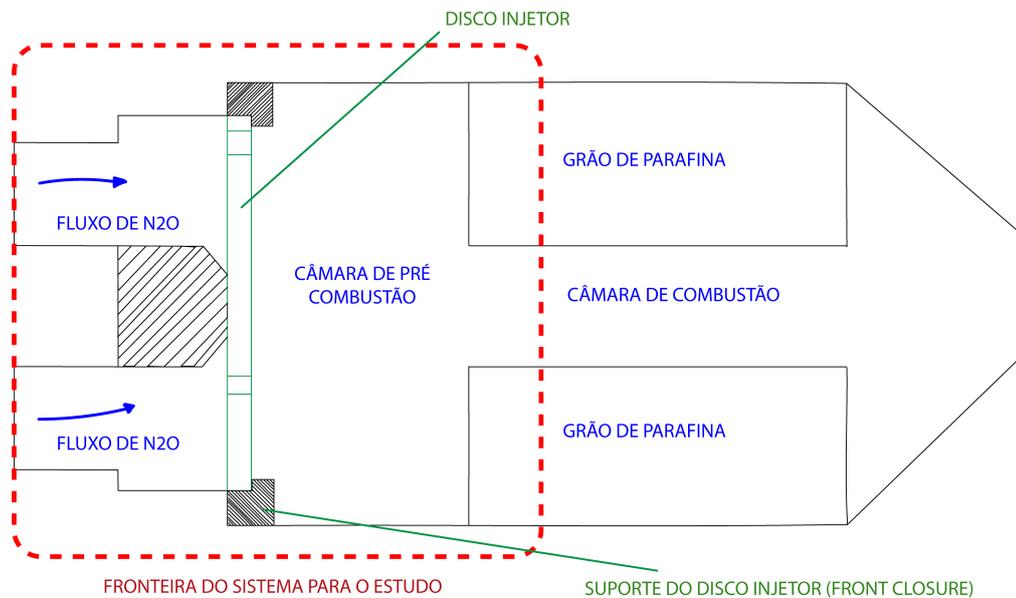


Figura 17 – Condições de contorno do sistema delimitado do motor de foguete híbrido.

- Fronteira com a câmara de pré combustão (condições de contorno) :
  - Temperatura na pré-câmara de combustão ( $T_{pre.cam}$ );

- Pressão na pré-câmara de combustão ( $P_{pre.cam}$ );

**Observação:** os valores de temperatura na pré-câmara de combustão do motor de foguete híbrido SARA são determinados pela equação:

$$T = 211.96651 + (2.85807 * P) - (0.03507 * P^2) + (0.000203296 * P^3)[K] \quad (4.1)$$

- Fronteira com a tubulação de injeção de óxido nítrico (condições de contorno):

- Temperatura na estrutura de injeção de óxido nítrico ( $T_{N_2O}$ );

- Pressão na estrutura de injeção de óxido nítrico ( $P_{N_2O}$ );

**Observação:** Os valores precisos de pressão e temperatura nas fronteiras do sistema não foram possíveis de aferir corretamente até a finalização desta etapa do trabalho. Os mesmos serão devidamente coletados em etapas futuras

## 4.4 Resistência estrutural da placa

Durante o período de operação do motor híbrido a estrutura do disco injetor estará recebendo a aplicação de forças de pressão devido ao fluxo de  $N_2O$  proveniente da tubulação que conduzirá o oxidante ao encontro do grão de parafina e forças de pressão da reação de combustão presente na câmara de combustão. Ambas as forças serão distribuídas ao longo da superfície do disco, sendo a promovida pelo fluxo oxidante na direção da câmara de combustão e a promovida pela reação entre o oxidante e o combustível na direção contrária.

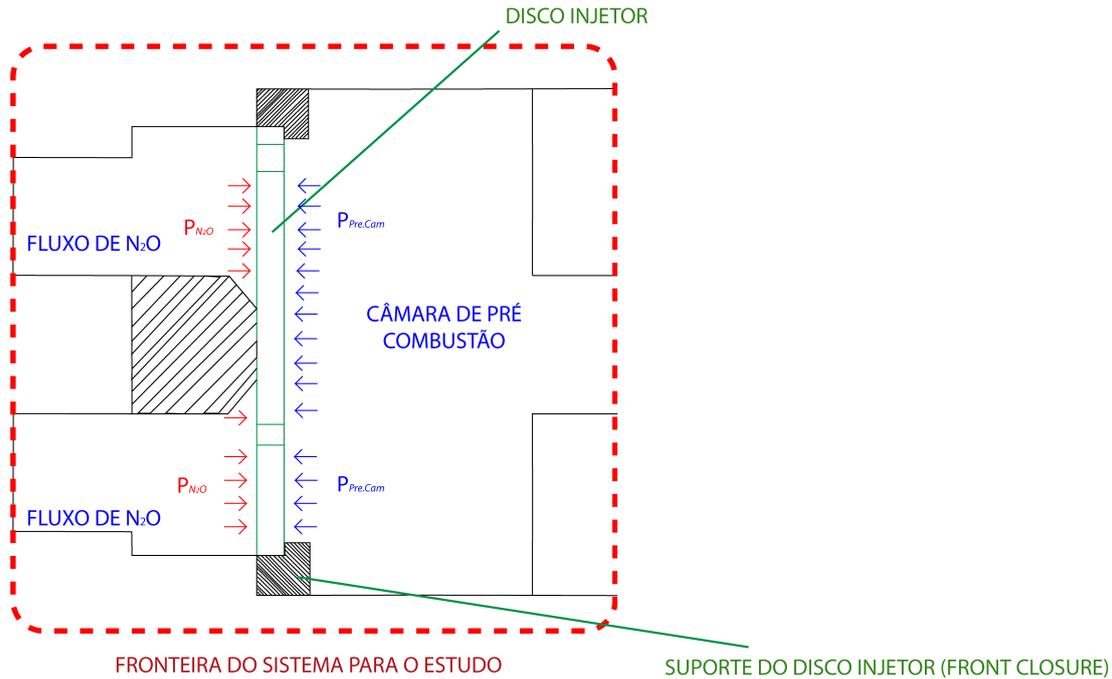


Figura 18 – Esquema simplificado do sistema de injeção de  $N_2O$ , do disco injetor, do módulo de fechamento frontal e da câmara de pré combustão

#### 4.4.1 Análise do fluxo de $N_2O$

O fluxo de óxido nítrico chega no sistema em estudo por meio de uma tubulação de  $10\text{ mm}$ , devemos analisar a velocidade em que este fluxo entra em contato com o disco injetor.

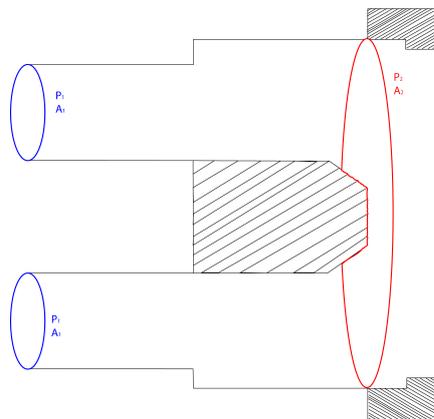


Figura 19 – Representação simplificada da estrutura de condução de  $N_2O$  (azul) e a superfície de contato (vermelha) com o Disco injetor

Podemos aferir este valor por meio da equação da continuidade para vazão volu-

métrica, considerando que o fluido é incompressível ( $\rho = cte$ ):

$$A_{Tubulação} * \vec{V}_{FluxoTubulação} = A_{DiscoInjetor} * \vec{V}_{ContatoDiscoInjetor} \quad (4.2)$$

Onde  $A_{Tubulação}$  representa a área da tubulação que conduz o óxido nitroso,  $V_{FluxoTubulação}$  representa a velocidade de entrada do fluxo de  $N_2O$  no sistema e  $V_{ContatoDiscoInjetor}$  representa a velocidade de contato do fluxo com o disco injetor.

#### 4.4.2 Análise da pressão resultante

Percebe-se que o responsável pela resistência ao movimento do disco injetor à pressão resultante das pressões do fluxo de oxidante e da pré câmara de combustão será o módulo de fechamento frontal

A pressão resultante no sistema será:

$$\vec{P}_{resultante} = (\vec{P}_{N_2O}) - (\vec{P}_{comb})[N/m^2] \quad (4.3)$$

Onde  $P_{N_2O}$  será a pressão no fluxo de óxido nitroso em contato com a superfície esquerda do disco injetor e  $P_{comb}$  será a pressão gerada pela câmara de combustão na superfície direita do disco injetor.

A força resultante desta pressão pode ser obtida por:

$$\vec{F}_{resultante} = (\vec{P}_{resultante}) * (A_{DiscoInjetor})[N/m^2] \quad (4.4)$$

Deve se determinar o ponto em que a força resultante estará sendo aplicada ao disco, a qual pode ser obtida por:

$$y_r = \frac{(I_{xx})}{y_c * A_{DiscoInjetor}}[m] \quad (4.5)$$

Onde  $y_r$  será o ponto de aplicação da força resultante e  $I_{xx}$  será o momento de inércia do disco, o qual pode ser obtido por  $I_{xx} = \frac{\pi * (raio)^4}{4} [m^4]$ .

Após a determinação destes parâmetros iniciais com força. que incidem na superfície do disco injetor, por meio do software de modelagem ANSYS será possível determinar as forças resultantes no disco injetor e como se dará o padrão de deformação da estrutura. Com estes valores será estabelecido as dimensões ideais do disco injetor, como por exemplo a espessura mínima da estrutura para que a mesma suporte as forças geradas pela parte do foguete que foi delimitado como sistema de estudo.

### 4.4.3 Efeito da dilatação térmica do material

Um corpo (sólido ou líquido) quando submetido a um aumento de temperatura há um acréscimo na agitação de suas partículas. Devido a esta alteração, a distância média entre estas moléculas que estão vibrando aumenta proporcionando acréscimos nos valores dimensionais do corpo, esta variação é chamada de dilatação térmica. De forma semelhante, a diminuição da temperatura acarreta no decréscimo das dimensões do corpo, o qual é denominado contração térmica.

Para o caso das estruturas do disco injetor e seus suportes ocorrerá o fenômeno da dilatação térmica, devido ao aumento da temperatura em sua vizinhança com o funcionamento do motor híbrido.

Há 3 modos de analisarmos o efeito da dilatação térmica em corpos sólidos ou líquidos, sendo eles a dilatação linear, superficial e volumétrica. Para o caso em estudo iremos considerar a dilatação linear, analisando a variação dimensional em cada um dos 3 eixos:

$$\delta L = L_0 * \alpha * \delta T \quad (4.6)$$

Onde  $\Delta L$  é a variação da dimensão em um dos eixos,  $L_0$  representa a dimensão inicial e  $\alpha$  é o coeficiente de dilatação térmica linear. (SOUZA, 2017)

Tabela 8 – Valores aproximados do coeficiente de dilatação linear de determinados materiais. (SOUZA, 2017)

Substância	Coeficiente de dilatação térmica linear $\alpha$ [ $10^{-6} * (K^{-1})$ ]	Temperatura [K]
Aço	10.5	313
Alumínio	25.5	293
Latão	19	293
Cobre	16.8	298-373
Borracha dura	84.2	298-373
Carbono (Diamante)	1.2	293
Carbono (Grafita)	7.9	293
Madeira (sentido das fibras)	2.5-6.6	275-307
Madeira (contra as fibras)	26-56	275-307
Quartzo (fundido)	0.42	273-303
Vidro (ordinário)	8.5	300
Vidro (pirex)	3.2	300

Para o aço inoxidável AISI 310 o coeficiente de dilatação térmica linear ( $\alpha$ ) tem o valor de  $14.4 [10^{-6} * K^{-1}]$  (TOOLBOX, ).

## 4.5 Determinação do gradiente térmico do disco injetor

A determinação do gradiente térmico do disco injetor será possível por meio da criação do algoritmo que levará em conta a influência conjunta de todos os mecanismos de transferência de calor, por que o cálculo usando apenas as expressões matemáticas citadas no anteriormente resultaria em valores muito simplificado que não refletiriam a complexa realidade do sistema em estudo.

Em conjunto com este algoritmo, uma simulação do comportamento térmico do disco injetor será feita por meio do ANSYS Fluent , onde todo o sistema poderá ser modelado, definindo as condições de contorno de dados de entrada e saída do sistema, como:

- Velocidades do fluxo de óxido nitroso;
- Comportamento do fluxo de oxidante antes e depois de passar pela estrutura do disco injetor;
- Temperaturas do fluxo nas regiões anterior e posterior do disco injetor

Com estes dados será possível estabelecer uma análise detalhada do gradiente térmico presente ao longo da estrutura do disco injetor.

## 5 Simulação térmica do sistema

### 5.1 Modelagem dos componentes do sistema

Todos os componentes do Motor de foguete Híbrido SARA foram modelados no software ANSYS, seguindo as caracterizações do sistema proveniente dos materiais técnicos criados pelos integrantes do Chemical Propulsion Laboratory da Universidade de Brasília. (SHYNKARENKO; BERTOLDI, 2014) (ANDRIANOV et al., 2015)

#### 5.1.1 Disco Injetor:

Esta será a peça que no sistema irá direcionar o fluxo de  $N_2O$  para a câmara de pré combustão e combustão, onde o oxidante irá reagir com a estrutura do grão de parafina dando início a reação

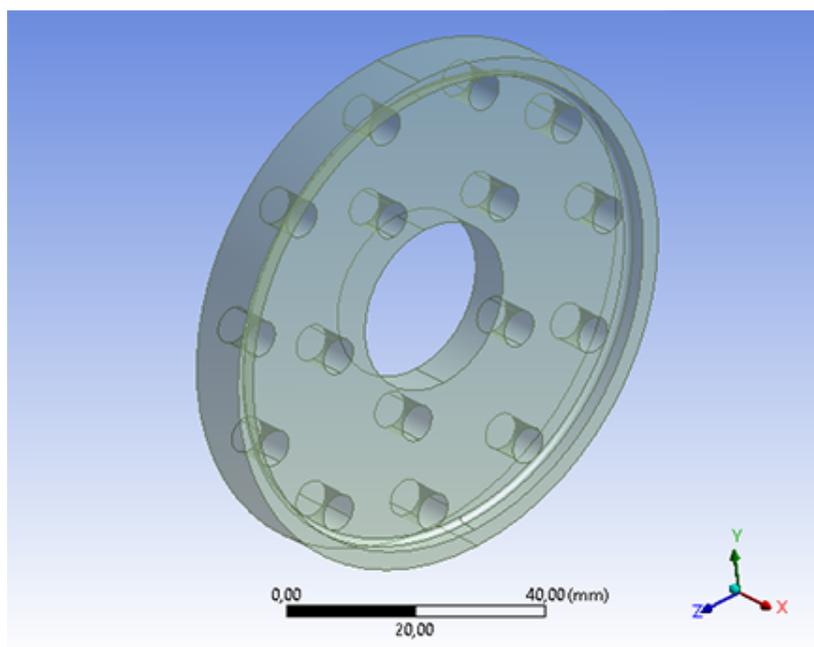


Figura 20 – Representação isométrica do Disco Injetor.

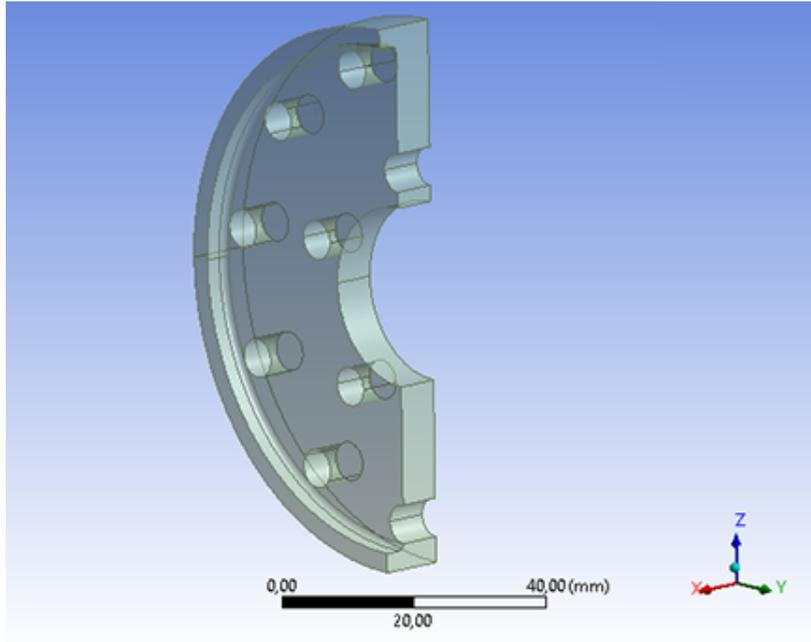


Figura 21 – Representação do Disco Injetor cortado de forma vertical.

### 5.1.2 Oxidizer Enclosure:

Esta peça posiciona-se acoplada na parte frontal do disco injetor, onde o fluxo de Óxido Nitroso será injetado no sistema.

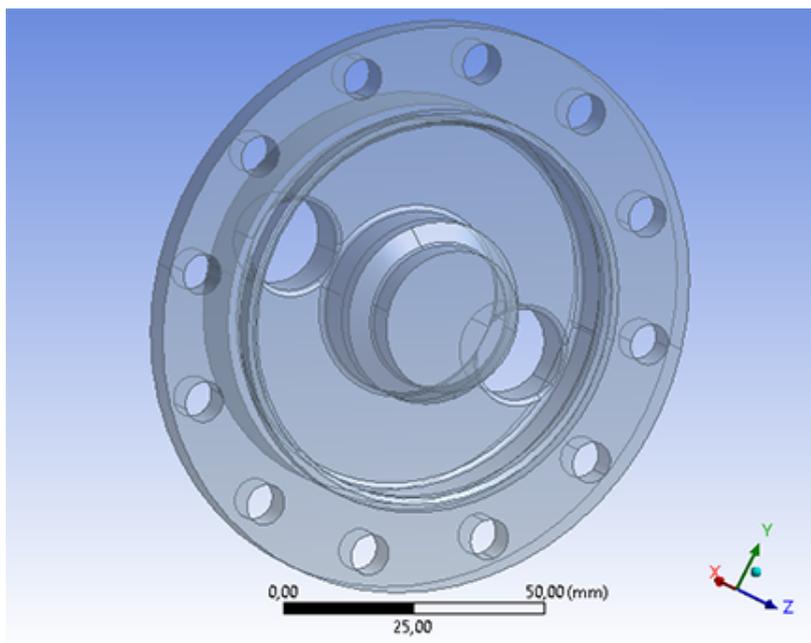


Figura 22 – Representação isométrica do Oxidizer Enclosure vista pela parte traseira da peça.

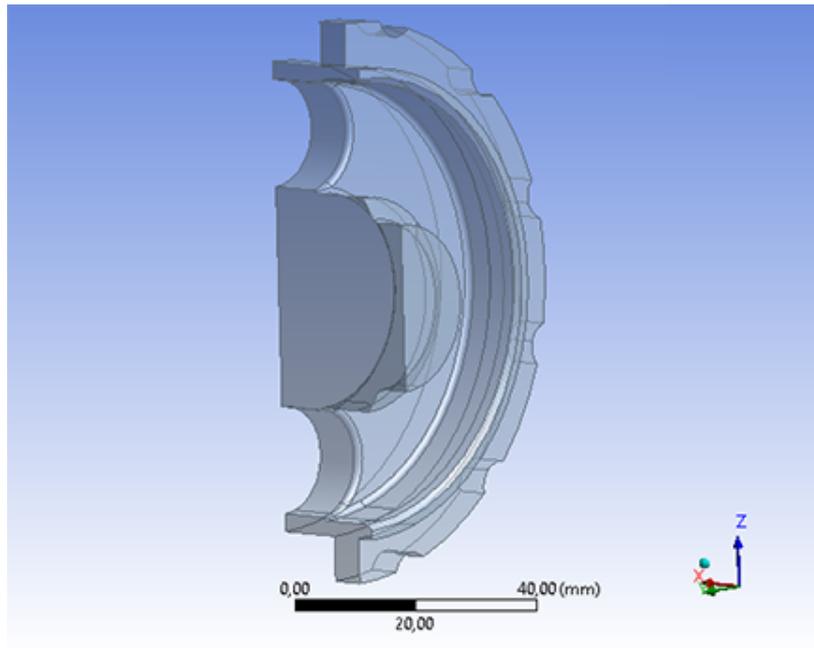


Figura 23 – Representação do Oxidizer Enclosure após os procedimentos de corte para deixar a simulação mais eficiente.

### 5.1.3 Front Closure:

Esta peça é responsável pelo acoplamento do Disco Injetor e do Oxidizer Enclosure, por fim juntando este conjunto de peças ao resto do motor de Foguete Híbrido SARA.

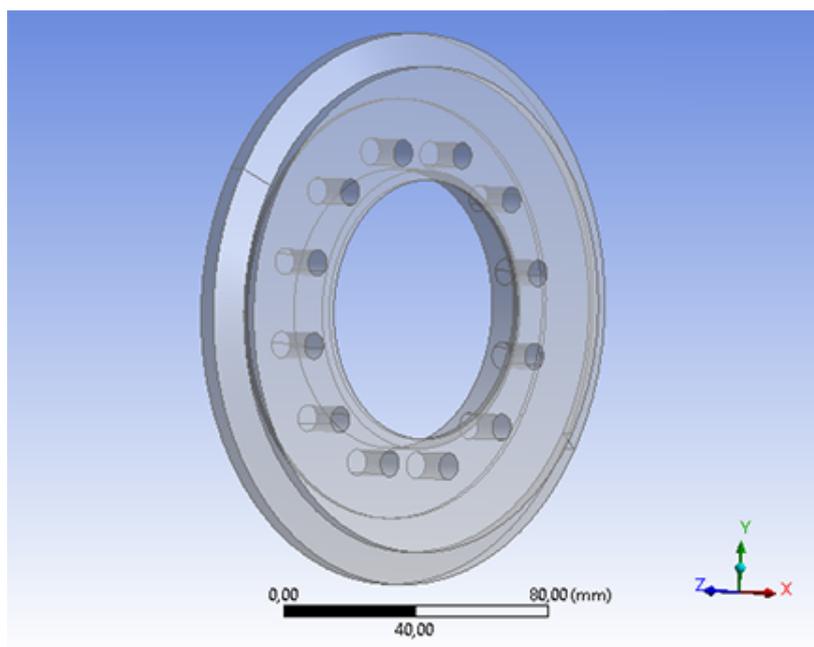


Figura 24 – Representação frontal do Front Closure.

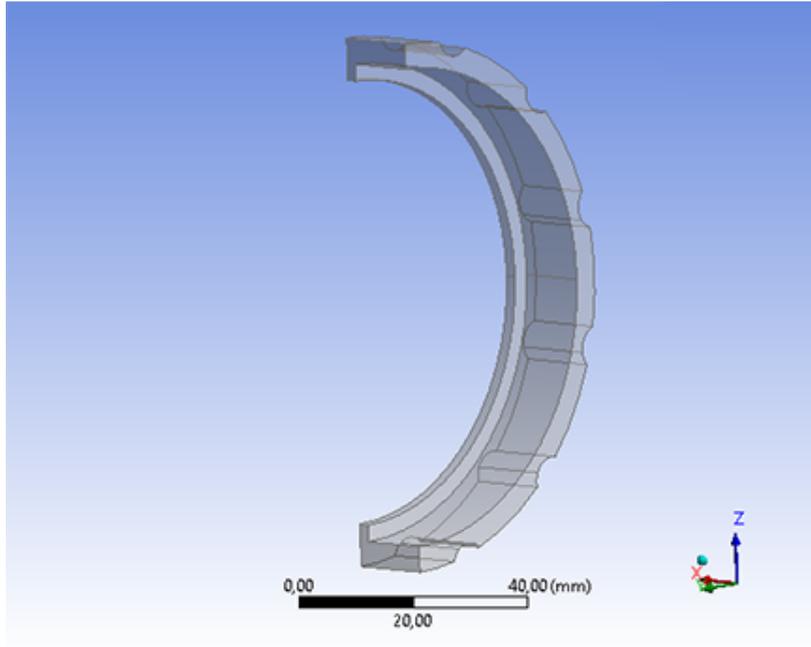


Figura 25 – Representação do Front Closure após ser cortado para deixar a simulação mais eficiente.

## 5.2 Conjunto montado:

Após a modelagem de cada peça as três foram acopladas para que o pudesse ser gerado no DesignModeler todo o volume aonde haverá o fluxo de Óxido Nitroso  $N_2O$  no sistema.

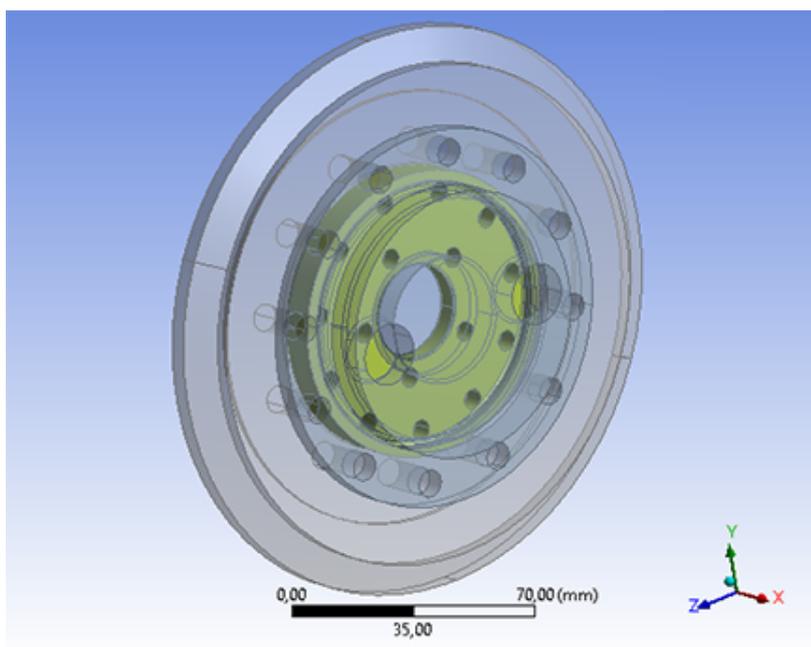


Figura 26 – Representação do conjunto das três peças acopladas.

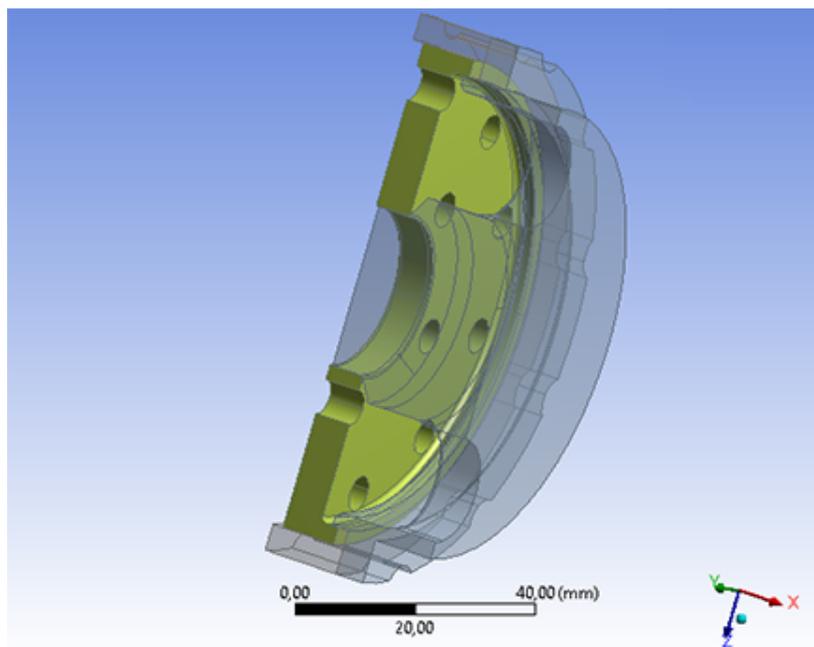


Figura 27 – Representação do Conjunto após o procedimentos de corte feitos para deixar a simulação mais eficiente.

### 5.3 Região com passagem de fluxo de $N_2O$ :

Por meio da função enclosure do próprio DesignModeler foi possível construir um volume aonde circulará o fluxo de Óxido Nitroso, a modelagem desta nova parte do conjunto foi feita levando em consideração as demais medidas do Motor do Foguete Híbrido SARA (dimensões da pré-câmara de combustão, do grão de parafina e do outlet, por onde o fluxo irá seguir em direção a tubeira).

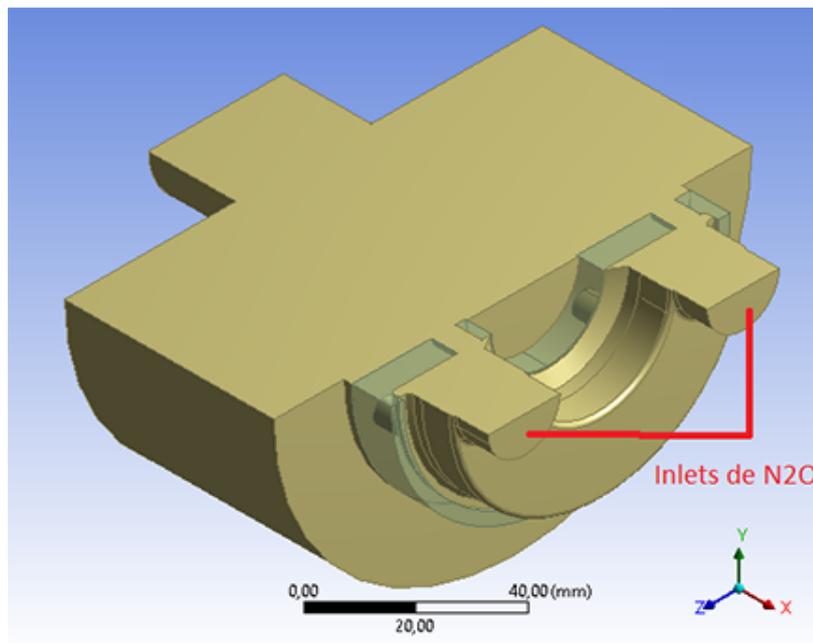


Figura 28 – Representação do Volume de Fluxo de Óxido Nitroso com a indicação dos Inlets de  $N_2O$ .

Estas duas superfícies serão por onde o Óxido Nitroso será injetado no sistema, no ANSYS Fluent será configurado sua temperatura e velocidade do fluxo inicialmente.

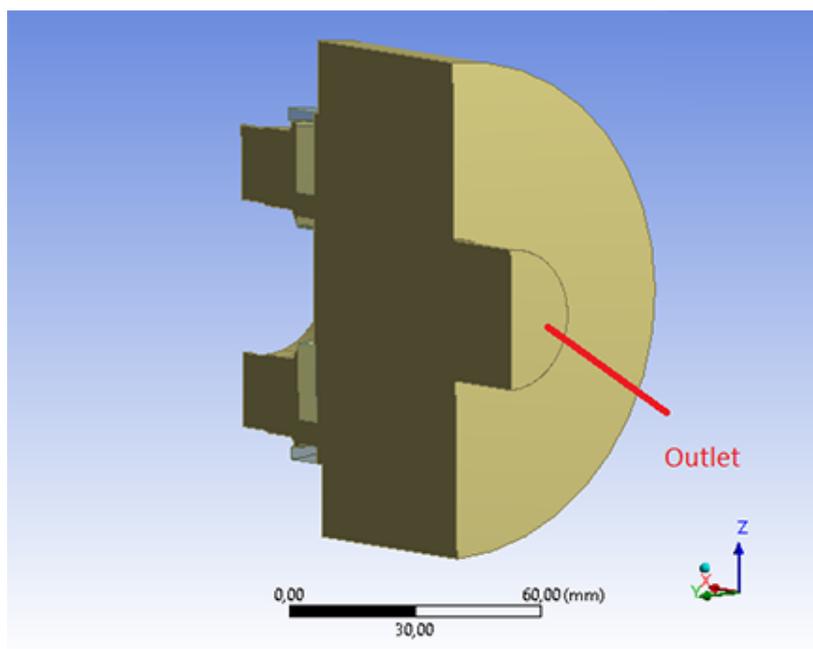


Figura 29 – Representação do Volume de Fluxo de Óxido Nitroso com a indicação do Outlet de  $N_2O$ .

Posteriormente esta superfície será configurada no ANSYS Fluent como o final da trajetória do fluxo.

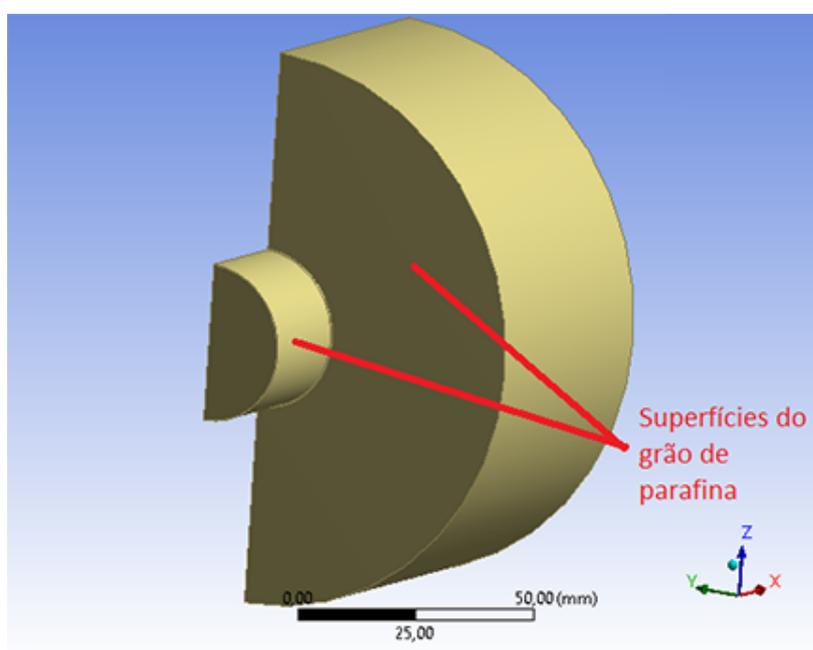


Figura 30 – Representação do Fluxo de Óxido Nitroso com a indicação das superfícies de parafina.

Estas serão as superfícies que no ANSYS Fluent representarão o grão de parafina no sistema, elas serão configuradas para terem uma temperatura inicial de operação e um

determinado fluxo mássico.

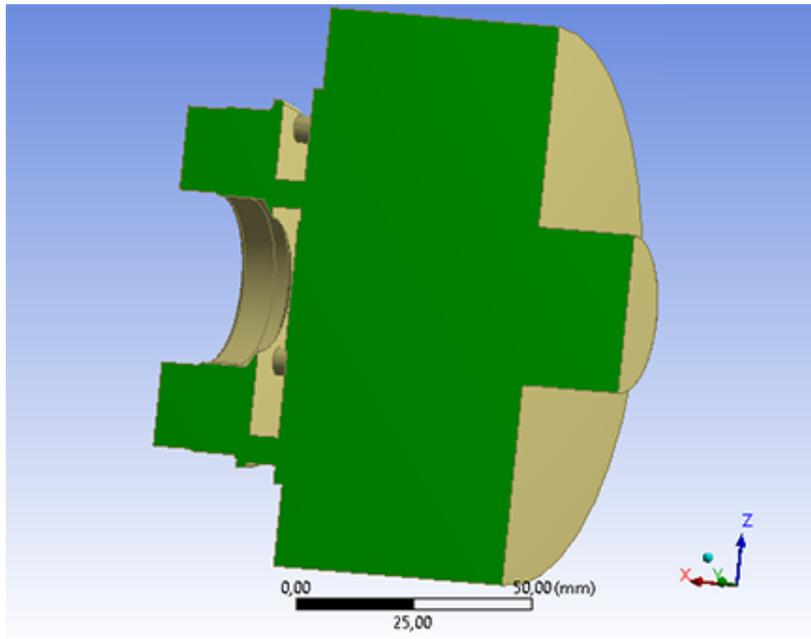


Figura 31 – Representação do Fluxo de Óxido Nitroso com a indicação da superfície de simetria.

A superfície de simetria foi colocada no modelo devido a fato do sistema como um todo estar cortado pela metade na direção vertical, esta superfície não poderia ser uma parede simples pois em um sistema total haveria mais volume na outra metade.

## 5.4 Padrão do Mesh do sistema

Após os procedimentos de modelagem das peças e o acoplamento das mesmas, foi feito por meio do mesmo software. Para deixar a simulação futura no ANSYS Fluent mais enxuta e eficiente a geração do Mesh foi simplificada no sistema.

### Simplificações:

- As peças do Front Closure e do Oxidizer Enclosure foram suprimidas do sistema, isto porque o objetivo principal da modelagem destas peças foi definir limites no sistema para a que o Volume de Fluxo pudesse ser construído, e não irão interferir na simulação final.
- O Mesh do Disco Injetor foi gerado em cima da peça cortada no meio, para facilitar a simulação sem perder dados, seguindo a ideia de simetria.
- O Mesh do Volume Fluxo foi gerado também em cima do volume cortado na vertical, com o mesmo propósito anterior.

### 5.4.1 Configurações do Mesh

O Volume de Fluxo, o Disco Injetor, os inlets e outlet receberam tratamento individuais durante a geração do mesh. O Volume de Fluxo apenas o tamanho dos elementos foi refinado para que fosse possível uma análise mais detalhada na hora da simulação. Para o Mesh do Disco Injetor foi utilizado do Hex Dominant Method para melhorar o Mesh, tal método foi utilizado apenas na estrutura do Disco Injetor, porque por possível limitação de software ou hardware não foi possível aplicar para as demais estruturas como o Volume de Fluxo.

Os inlets, outlets (tanto da parafina como do sistema total) e a simetria possuem seus Meshes distintos do Volume de Fluxo, descritos na árvore de configurações.

O número de elementos e nós presentes na malha em sua totalidade está presente na tabela abaixo:

Nodes	5287328
Cells	3605742

Tabela 9 – Tabela com os valores quantitativos de Nodes e Cells no Mesh.

### 5.4.2 Mesh do Disco Injetor

Como resultado das simplificações e configurações do software mostrada anteriormente foi possível gerar a malha do Disco Injetor cortado na vertical. Lembrando que foi aplicado exclusivamente a esta peça o método Hex Dominant, para que os elementos contidos nessa peça ficassem mais dispostos de forma uniformes.

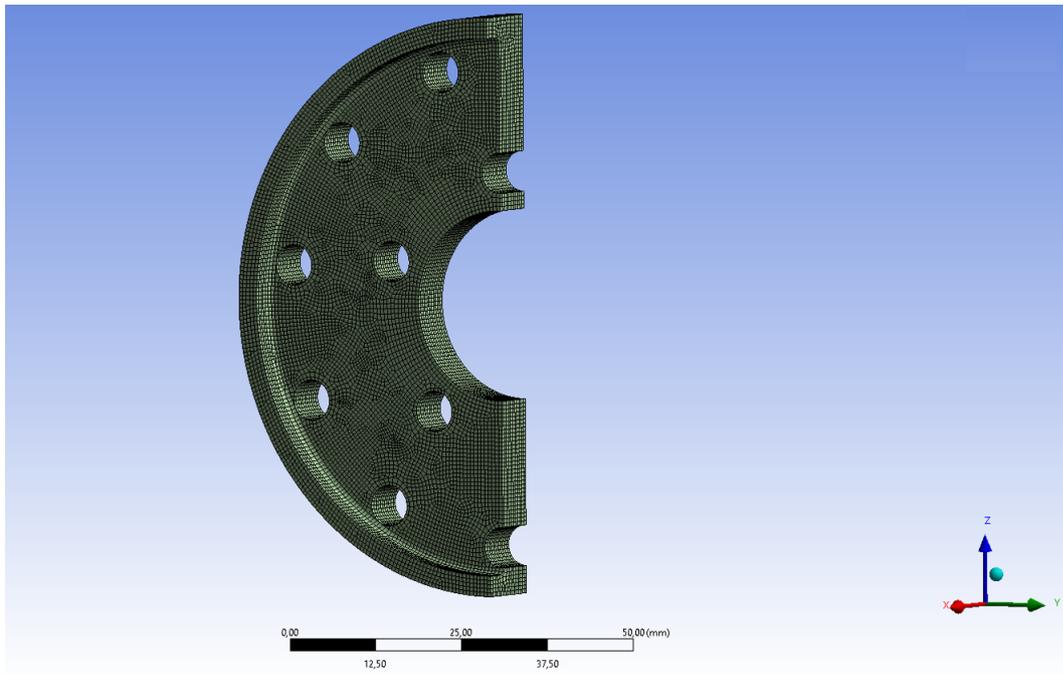


Figura 32 – Representação isométrica do Mesh do Disco Injetor.

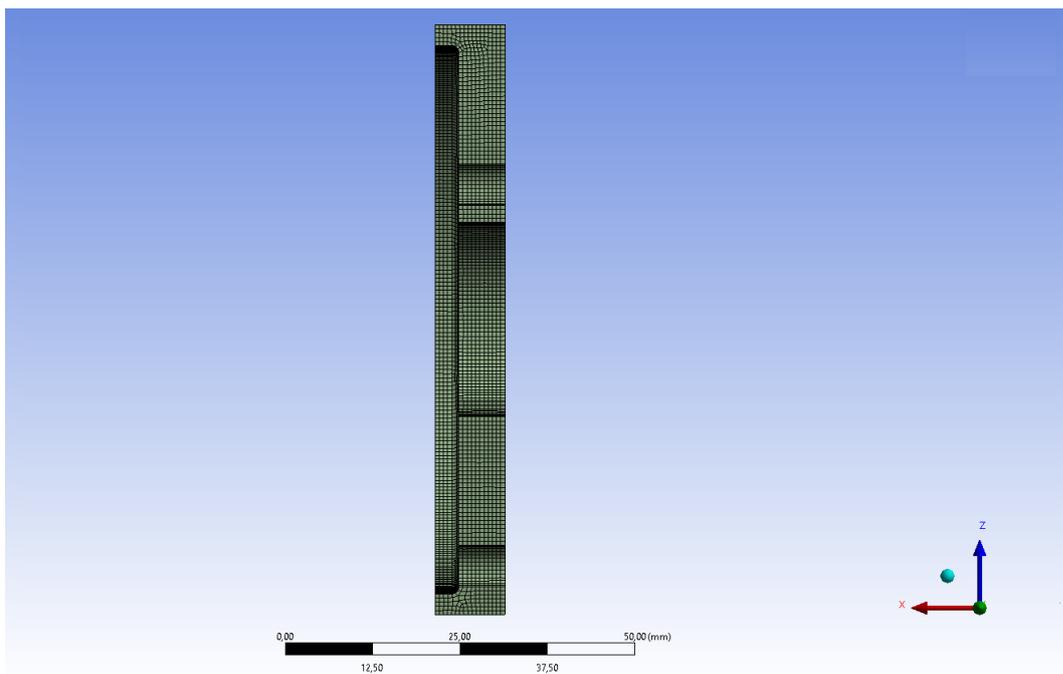


Figura 33 – Representação lateral do Disco Injetor.

### 5.4.3 Mesh do Volume de Fluxo

Como resultado das configurações do software mostrada anteriormente foi possível gerar a malha para o Volume de Fluxo cortado na vertical exatamente no meio da estrutura original.

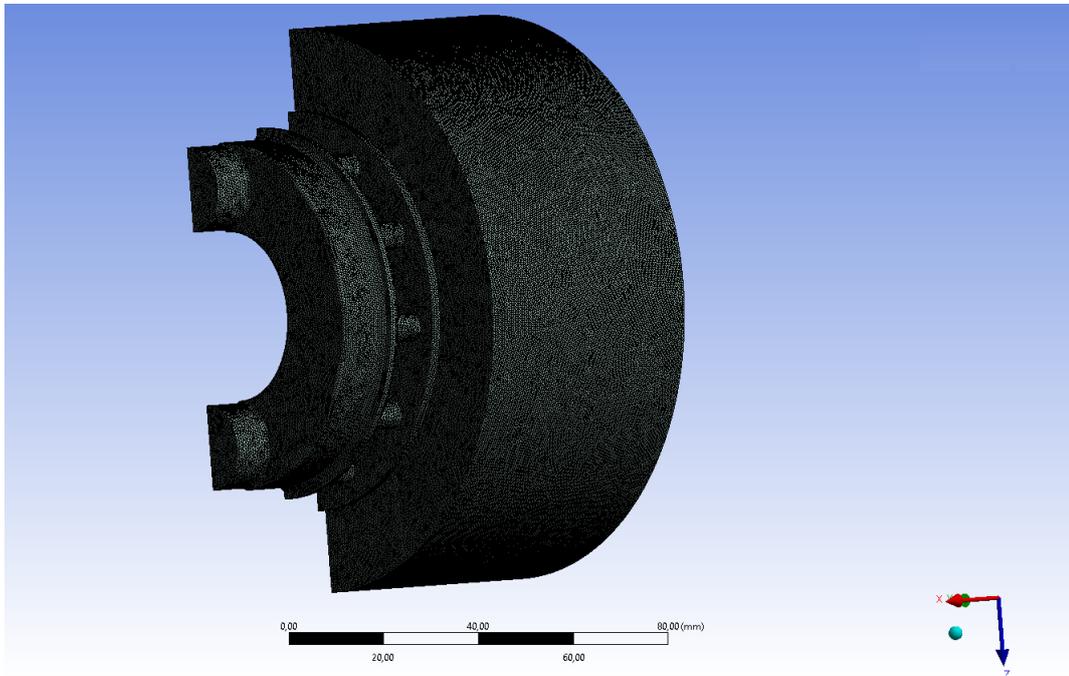


Figura 34 – Representação isométrica do Volume de Fluxo.

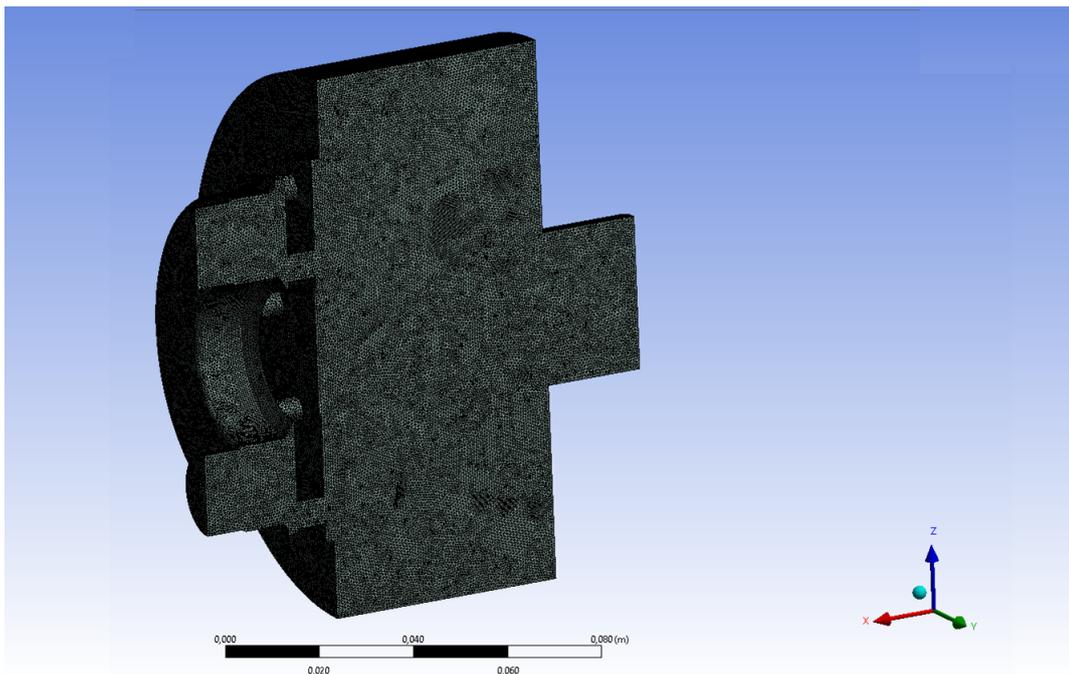


Figura 35 – Representação da lateral do Volume de Fluxo.

Mesh Quality:

Minimum Orthogonal Quality = 1.81115e-02 cell 782647 on zone 6 (ID: 1022837 on partition: 0) at location ( 8.62344e-03 -5.74902e-03 1.33767e-02)

Maximum Aspect Ratio = 6.49844e+01 cell 3405 on zone 5 (ID: 59687 on partition: 3) at location ( 5.39542e-03 -2.92763e-02 -6.96090e-03)

## 5.5 Configurações de operação do ANSYS Fluent

Após o processo de modelagem das peças e da criação do Mesh, todo o sistema foi inicializado no ANSYS Fluent para que a simulação pudesse ser realizada.

### 5.5.1 Modelo (Model):

Foram feitos as seguintes alterações na seção de *Setup* no padrão do software:

- A equação de energia (Energy) foi habilitada, para que haja troca de energia ao longo do sistema.
- O modelo foi configurado para Viscoso do tipo k-epsilon (2 eq), com este mesmo tipo configurado para *Realizable* e as condições próximas aos os walls foram configuradas como padrões. Este modelo leva em consideração 2 equações diferenciais de transporte que serão resolvidas para a energia turbulenta cinética  $k$  com uma taxa de dissipação  $\epsilon$ .
- O aspecto de Species foi configurada para *Species Transport*, por que no sistema há dois materiais fluido que irão se misturar na câmara de pré combustão, a parafina e o óxido nitroso. E o valor da condutividade térmica da mistura foi alterado para  $0,01674 \text{ W}/(\text{m} * \text{K})$  entendendo que há predominância de  $N_2O$  na mistura.

### 5.5.2 Materiais:

Foram definidos com os materiais presentes no volume de controle do sistema com sendo a Parafina, a qual irá compor o grão de combustível, o Óxido Nitroso e o Aço Inoxidável AISI 310, que irá compor a estrutura do disco injetor e e as demais paredes do sistema.

Propriedades dos materiais:

- Parafina:

Densidade	Ideal-gás
Cp	2600 [J/kg*K]
Condutividade Térmica	0.0454 [W/(m*K)]
Viscosidade	9.4e-05 [kg/m*s]
Peso molecular	24.7 [Kg/Kmol]

Tabela 10 – Propriedades do Grão de Parafina.

A parafina será o combustível presente na câmara de combustão que irá reagir com o óxido nitroso no sistema.

- Óxido Nitroso:

Densidade	Ideal-gás
Cp	Piecewise-Polynomial
Condutividade Térmica	0,01674 [W/(m*K)]
Viscosidade	1.72e-05 [kg/m*s]
Peso molecular	44.0128 [Kg/Kmol]

Tabela 11 – Propriedades do Óxido Nitroso  $N_2O$ .

O óxido nitroso será o oxidante da reação com a parafina para dar início ao processo de combustão no sistema.

O valor de Cp foi definido pelo método Piecewise-Polynomial seguindo a equação em função da temperatura ( $T$ ) seguinte:

$$C_p = 480.4021 + 1.793145 * T - 0.0018499227 * T^2 + (1.183286e - 6) * T^3 - (3.592687 * e - 10) * T^4 \quad (5.1)$$

(NIST-JANAF... , 1998)

- Mistura entre Parafina e Óxido Nitroso:

Densidade	Ideal-gás
Cp	Mixing-law
Condutividade Térmica	0,01674 [W/(m*K)]
Viscosidade	mass-weighted-mixing-law
Peso molecular	kinectic-theory

Tabela 12 – Propriedades da mistura de parafina e óxido nitroso.

A mistura do sistema surgirá com o contato do fluxo de óxido nitroso e o fluxo de parafina. Este material estará predominantemente presente na câmara de pré-combustão e combustão. A condutividade térmica da mistura foi simplificada para o valor desta propriedade referente ao óxido nitroso, pois haverá predominância deste oxidante na mistura na pré câmara de combustão.

- Aço inoxidável AISI 310 (material do Disco Injetor):

Densidade	7890 [kg/m <sup>3</sup> ]
Cp	502 [J/kg*K]
Condutividade Térmica	10,8 [W/(m*K)]

Tabela 13 – Propriedades do Aço Inoxidável AISI 310.(COMPANY, 2014)

### 5.5.3 Boundary Conditions:

- Inlets de óxido nitroso:

Mass Flow Rate	0.4 [kg/s]
Supersonic/Initial Gauge Pressure	3000000 [Pa]
Total Temperature	317.7841 [K] [5.5]
$N_2O$	1

Tabela 14 – Características dos Inlets de Óxido Nitroso.

Cálculo do valor da Total Temperatura anterior:

- Temperatura inicial foi definida como  $T_o=270K$ , a qual se assemelharia a temperatura ambiente.
- Definição do capacidade térmica (Cp):

$$C_p = 480.4021 + 1.793145 * T - 0.0018499227 * T^2 + (1.183286e - 6) * T^3 - (3.592687 * e - 10) * T^4 \quad (5.2)$$

(NIST-JANAF... , 1998)

$$C_p = 419.07288 [J/mol * K] \quad (5.3)$$

Cálculo da temperatura inicial no inlet:

$$T = T_o + 0.5 * ((v^2)/C_p) \quad (5.4)$$

$$T = 317.7841K \quad (5.5)$$

- Inlet horizontal de parafina:

Mass Flow Rate	0.0008603 [kg/s]
Supersonic/Initial Gauge Pressure	3001000 [Pa]
Total Temperature	3200 [K]
$N_2O$	0

Tabela 15 – Características da superfície horizontal da Parafina.

\*Valor 1000 Pa acima da pressão de entrada de óxido nitroso no sistema para ocorreu uma diferença de pressão.

Cálculo do Fluxo Mássico da superfície parafina anterior:

$$velocidade = 0.8e - 03 [m/s] \quad (5.6)$$

$$densidade = 930 [kg/m^3] \quad (5.7)$$

$$Área = 1156.3e - 06 [m^2] \quad (5.8)$$

$$\dot{m} = A * \rho * v \quad (5.9)$$

$$\dot{m} = 0.0008603 [Kg/s] \quad (5.10)$$

**Observação:** O valor de  $N_2O$  será zero porque na superfície da parafina o único material presente será parafina.

- Inlet vertical de parafina:

Mass Flow Rate	0.001929 [kg/s]
Supersonic/Initial Gauge Pressure	3001000 [Pa] *
Total Temperature	3200 [K]
$N_2O$	0

Tabela 16 – Características da superfície vertical de Parafina.

\*Valor 1000 Pa acima da pressão de entrada de óxido nitroso no sistema para ocorreu uma diferença de pressão.

Cálculo do Fluxo Mássico da superfície parafina anterior:

$$velocidade = 0.4e - 03[m/s] \quad (5.11)$$

$$densidade = 930[kg/m^3] \quad (5.12)$$

$$Área = 5185.6e - 06[m^2] \quad (5.13)$$

$$\dot{m} = A * \rho * v \quad (5.14)$$

$$\dot{m} = 0.001929[Kg/s] \quad (5.15)$$

**Observação:**O valor de  $N_2O$  será zero porque na superfície da parafina o único material presente será parafina.

- Outlet da reação de combustão:

Gauge Pressure	300000 [Pa]
Total Temperature	3000 [K]
$N_2O$	0.2

Tabela 17 – Características dos outlet da câmara de combustão.

**Observação:**O valor de  $N_2O$  será de 0.2 porque na zona do outlet será expelido a mistura entre parafina e óxido nitroso nesta proporção.

## 6 Resultados da simulação

A simulação do sistema foi iniciada, com as configurações e as simplificações citadas na seção anterior. O após a convergência os resultados de temperatura, pressão e velocidade do sistema foram analisados.

### 6.1 Resultados para o Volume de Fluxo

#### 6.1.1 Resultados do gradiente térmico do sistema simplificado do motor híbrido

Após a convergência foi possível ver o desenvolvimento do fluido de óxido nitroso pela câmara de pré combustão e de combustão.

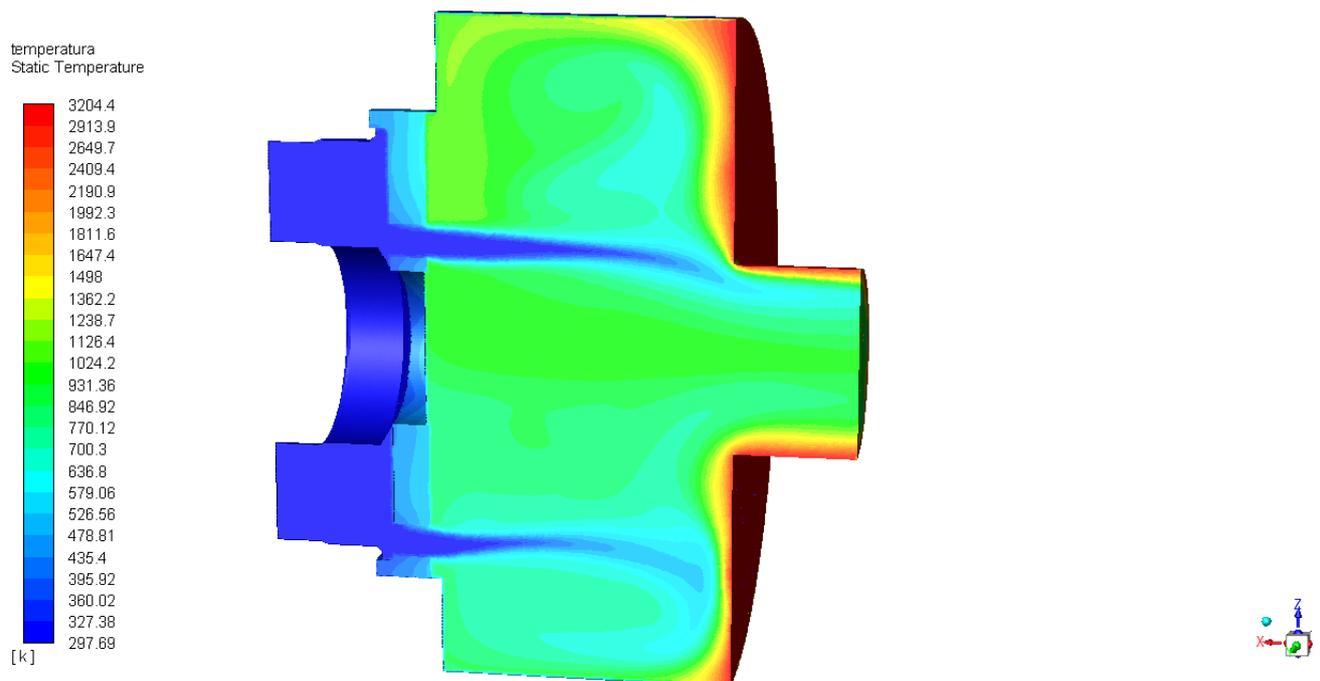


Figura 36 – Visualização geral do gradiente térmico do sistema.

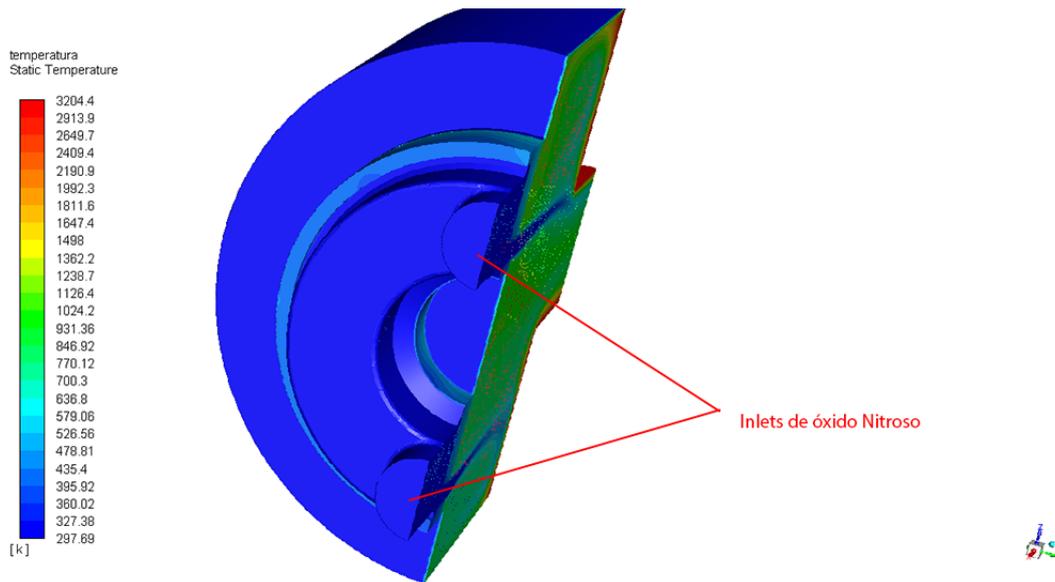


Figura 37 – Temperatura de entrada do fluxo de óxido nitroso.

Estes pontos na figura 37 está localizado na superfície do inlet, onde será o início do fluxo de óxido nitroso no sistema. Com o *probe* colocado nesta superfície podemos notar que a temperatura atingida na entrada do sistema estará entre 297.79 K.

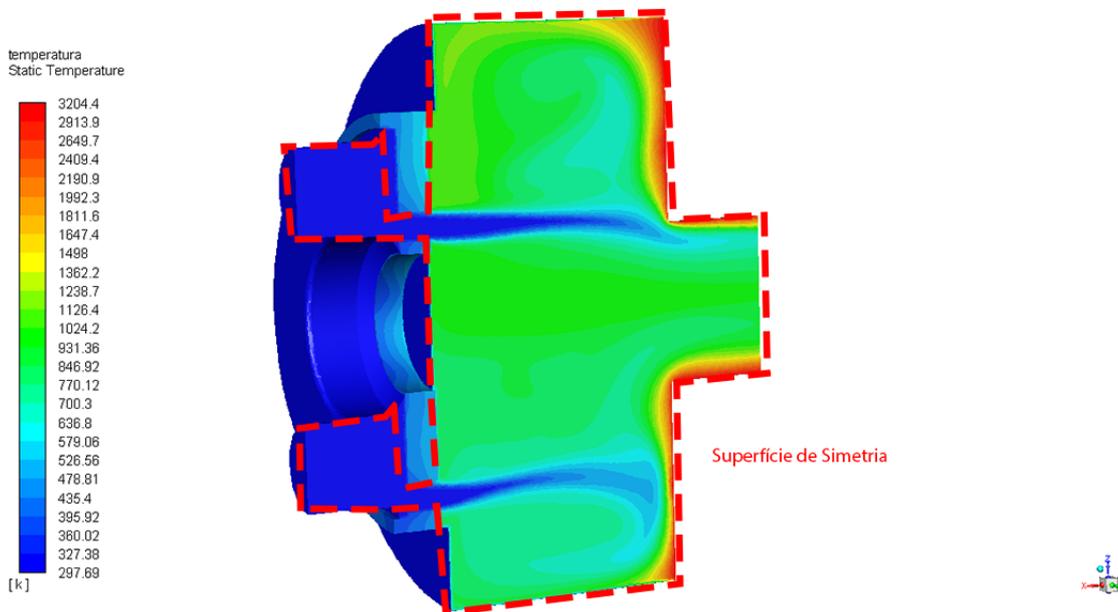


Figura 38 – Visualização do gradiente térmico da superfície de simetria.

Observando do gradiente térmico na superfície de secção do sistema, nota-se que há a formação vórtices no momento que o fluxo de óxido nitroso passa através dos orifícios do disco injetor e vai de encontro a superfície do grão de parafina, a qual está a uma

temperatura de 3200 K, bem mais elevada que o a do fluxo de oxidante. Outro fator que irá influenciar na intensidade de vórtices no sistema é o fato de existir fluxo mássico proveniente das superfícies de parafina com uma velocidade de 0.001929 kg/s (superfície maior e vertical) e 0.0008603 kg/s (superfície menor e horizontal).

**Observação:** Não será possível visualizar na imagens da simulação o fato que na superfície de saída do disco injetor ainda há 7 orifícios além dos dois claramente visíveis na imagem anterior. E deve se levar em conta que esta superfície em destaque na imagem anterior é do tipo simetria para simular a existência de um peça inteira cilíndrica, a qual é a verdadeira representação do motor.

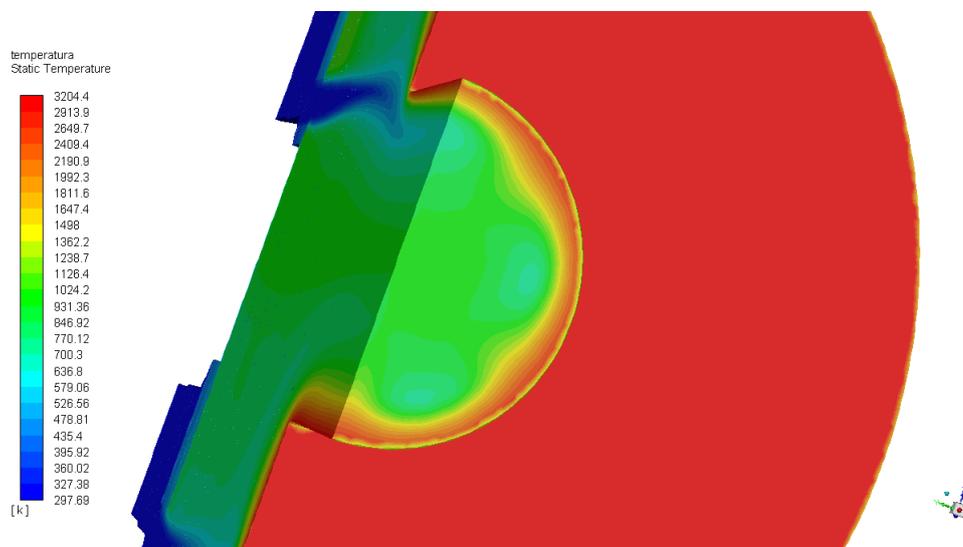


Figura 39 – Visualização do gradiente térmico do outlet.

O outlet do sistema será por onde o fluxo de mistura entre parafina, óxido nítrico e subprodutos da reação será conduzidos em direção a tubeira do foguete. Nota-se observando a imagem anterior 3 manchas na superfície com temperatura menor (manchas mais azuladas) que as demais no sistema, isto é explicado pela presença mais predominante do jato de fluxo de  $N_2O$ , devido ao fato de destes orifícios interiores estarem mais próximos de um alinhamento com a superfície do outlet.

- Na visualização do Outlet observa-se que aonde há uma predominância no fluxo de óxido nítrico a temperatura será menor atingindo valores entre 650.95 K e 720.56 K, podendo ser identificado por 3 pontos mais frios na superfície do Outlet.
- Na visualização do Outlet nota-se que a região central da superfície atingiu valores entre 882.9 K e 977.31 K.

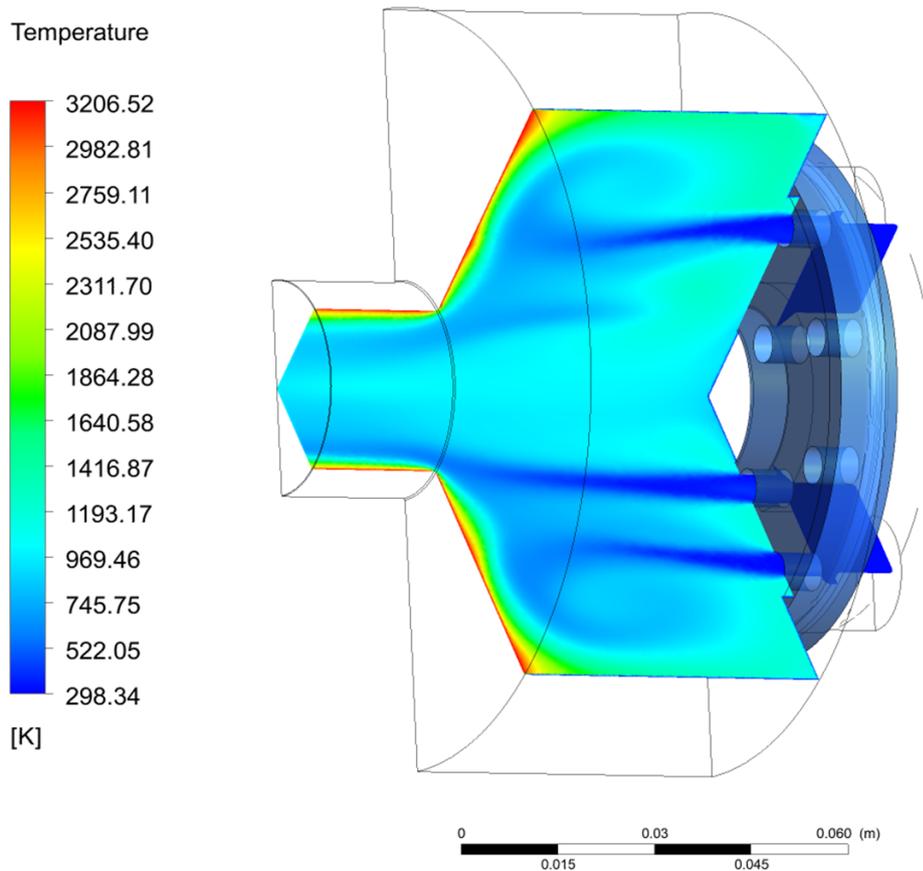


Figura 40 – Gradiente térmico de seções do volume de fluxo.

Estas duas seções nos mostra como a configuração da estrutura do disco injetor influenciará no comportamento do fluxo de óxido nítrico e na queima do grão de parafina. Os furos mais interiores do disco injetor conduzirão o  $N_2O$  diretamente pelo espaço central do grão, proporcionando uma queima localizada majoritariamente na câmara de combustão, já os furos mais exteriores irão conduzir o fluxo diretamente na superfície lateral do grão e causarão a maioria dos vórtices, que serão apresentado mais adiante neste trabalho, estes jatos vindo dos furos exteriores irão queimar o grão de parafina de forma desigual e em uma região não propícia a direção ideal para a exaustão do foguete.

Ainda analisando os jatos de óxido nítrico proveniente dos furos mais interiores, esta posição pode proporcionar uma chance mínima de que partes de fluxo passe direto pela câmara de combustão e não reaja com o grão de parafina.

## 6.1.2 Resultados do mapa de pressão no sistema simplificado.

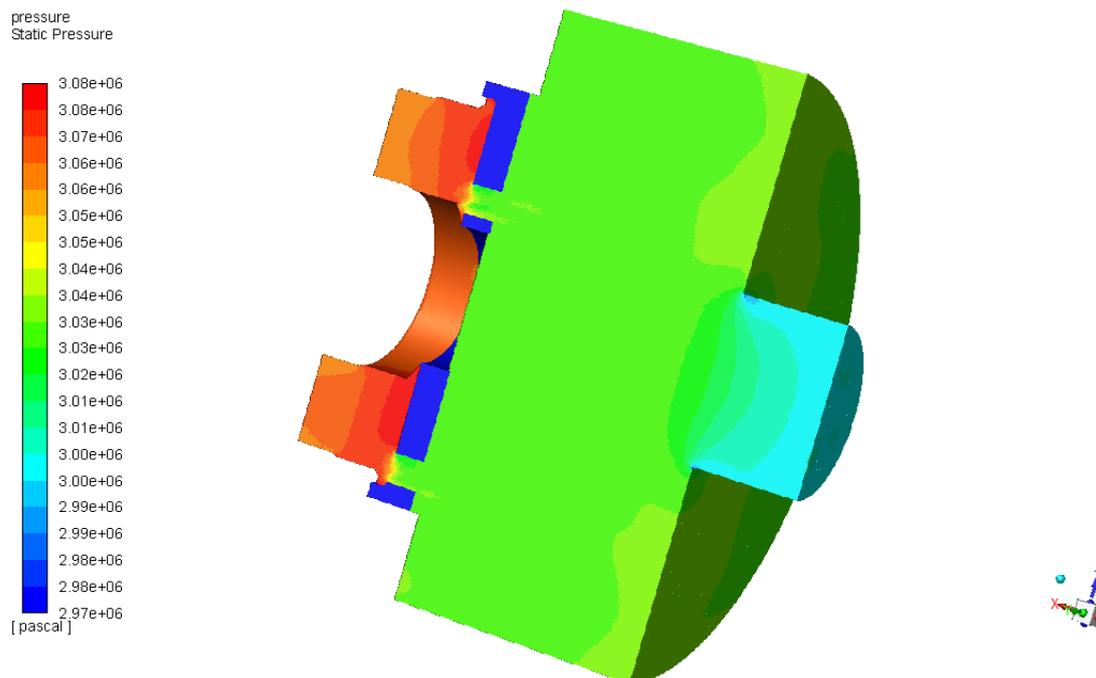


Figura 41 – Visualização geral da distribuição de pressão no sistema.

A pressão no sistema do motor do foguete híbrido na simulação se mostrou relativamente constante em cada uma das 3 subzonas do sistemas.

A pressão no sistema será maior na zona de fluxo do Oxidizer Enclosure devido ao fato da injeção de óxido nitroso no sistema vir a uma pressão de aproximadamente 3MPa, a elevação da pressão se dá pelo formato da peça no qual a entrada do inlet é maior em relação a saída dos orifícios do disco injetor.

A figura abaixo foi colocado apenas para mostras uma pequena não uniformidade de pressão na superfície dos inlets, a variação foi de aproximadamente de 10 kPa. Tal efeito se dá por uma uniformidade no sentido fluxo dentro do Oxidizer Enclosure.

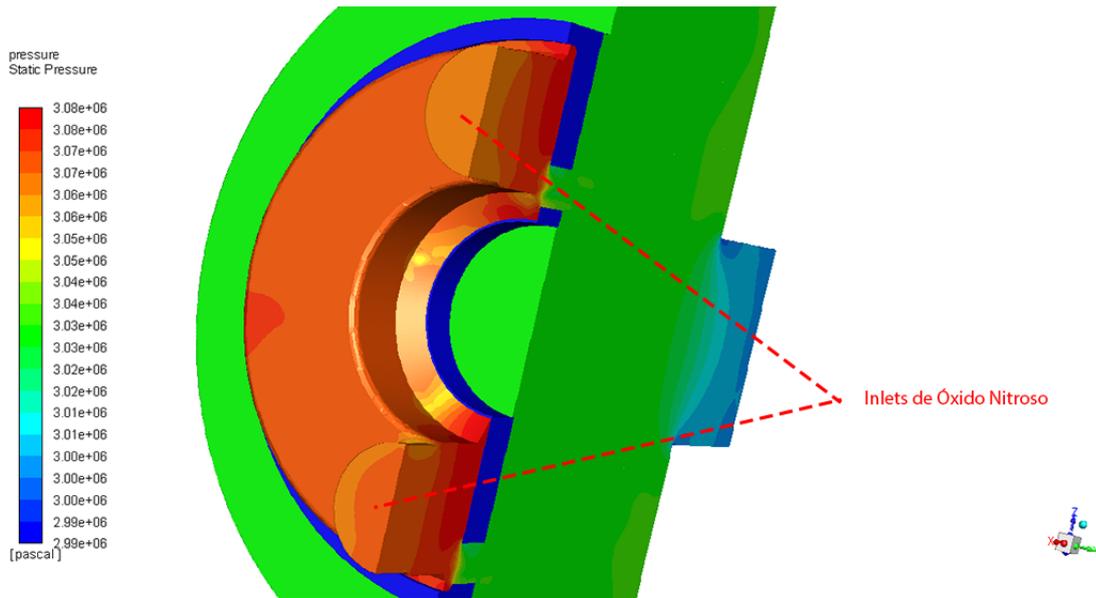


Figura 42 – Visualização do mapa de pressão dos inlets de Óxido Nitroso.

Na superfície do outlet a Pressão se manteve uniforme, havendo apenas 3 manchas que foram influenciadas pelos furos mais interiores dos disco injetor, como já observado antes no caso das 3 manchas de temperatura.

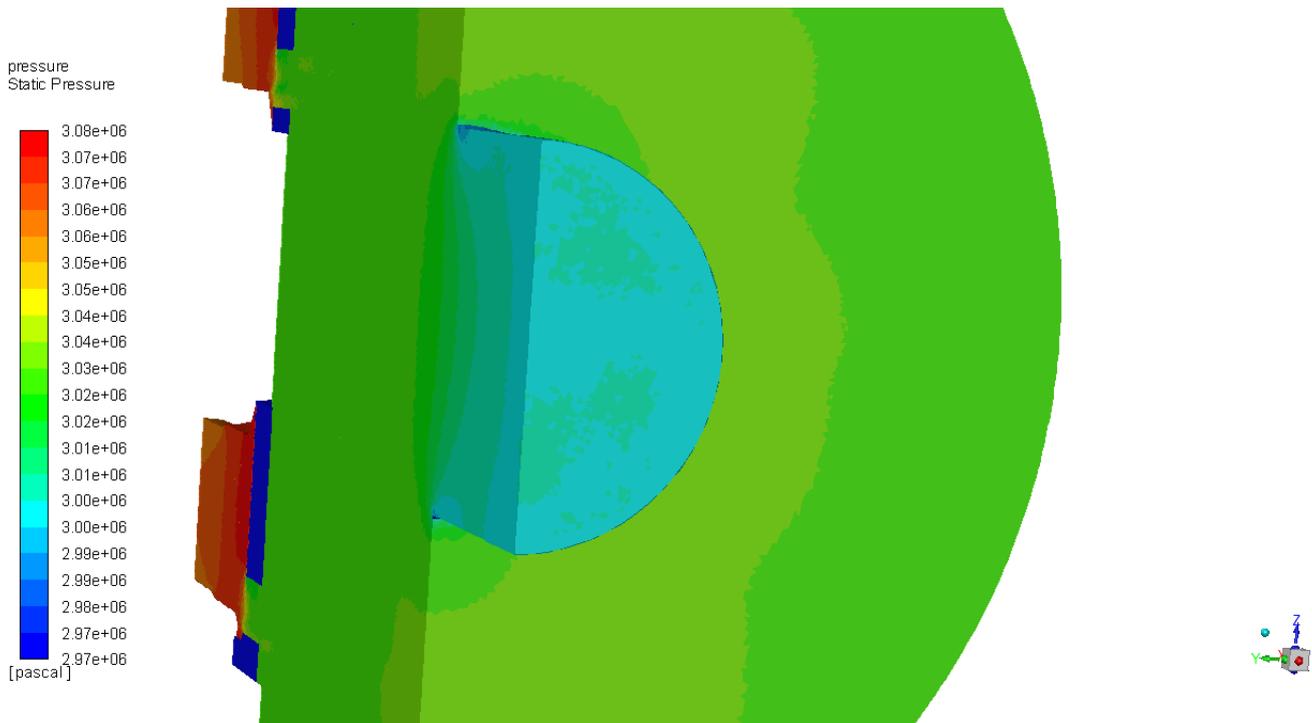


Figura 43 – Visualização da distribuição de pressão no Outlet.

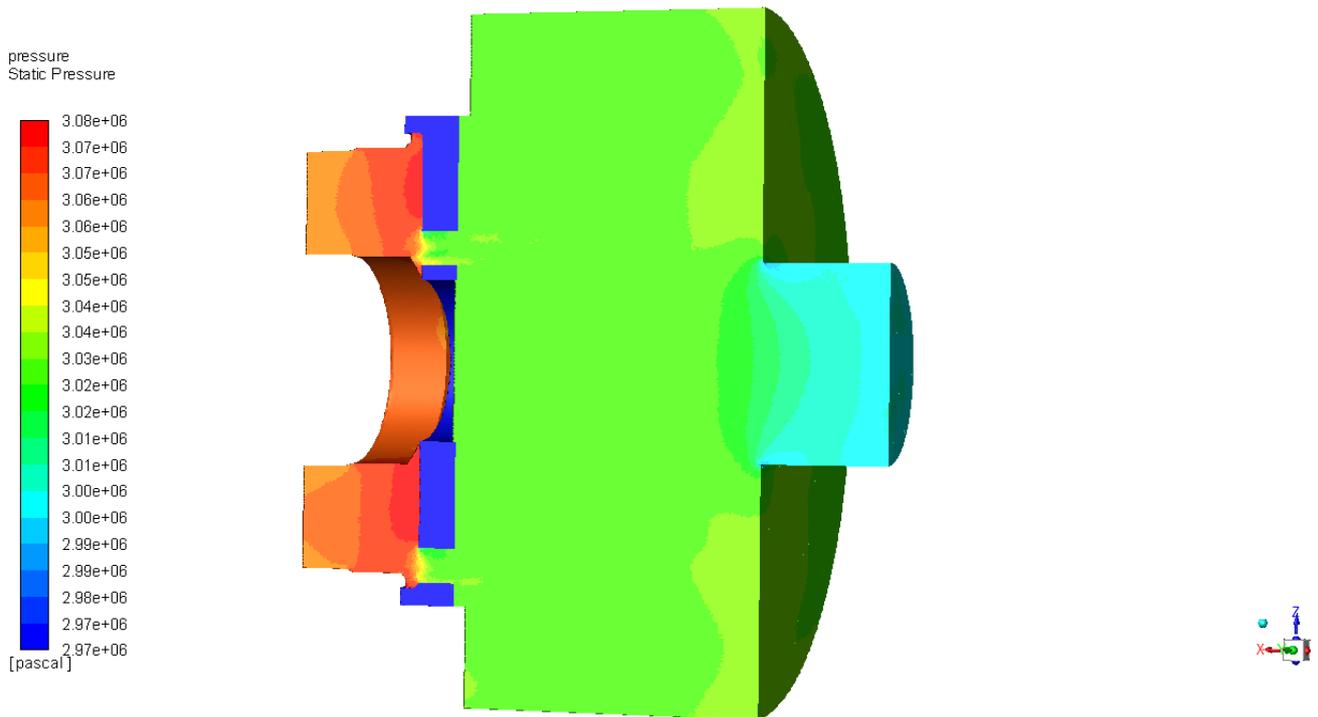


Figura 44 – Visualização da distribuição de pressão na zona de simetria.

### 6.1.3 Resultados do comportamento de velocidade do fluido dentro do sistema.

A análise da velocidade confirma a presença de vórtices no sistema, principalmente próxima da superfície vertical de parafina.

Observa-se também o aumento significativo da velocidade próxima a outlet isto por causa da variação da área de secção de superfície entre a câmara de pré combustão e o outlet do sistema.

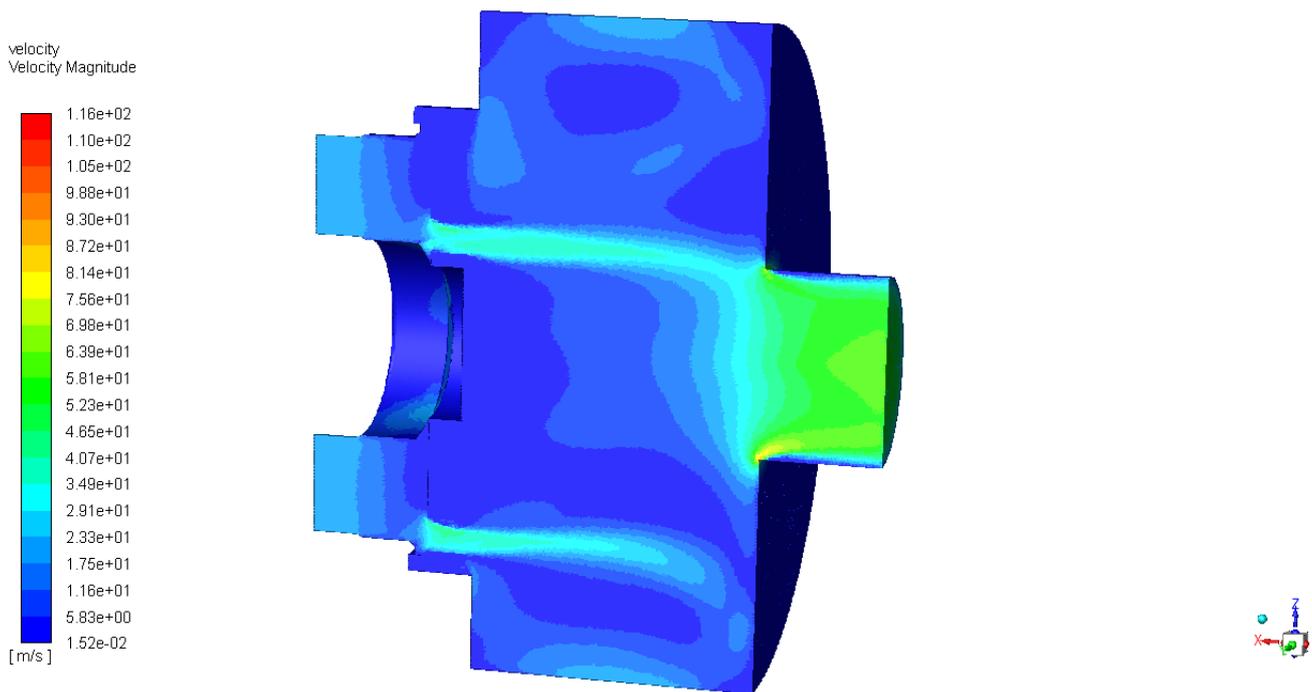


Figura 45 – Mapa de velocidade do fluxo no sistema.

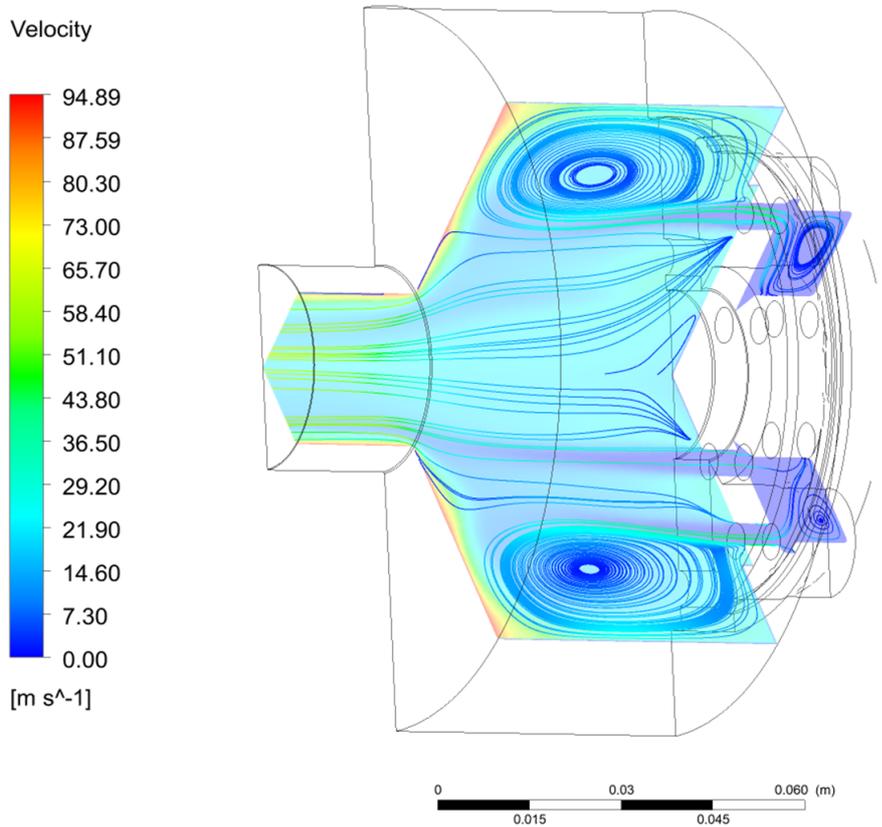


Figura 46 – Duas seções do mapa de velocidade do volume de fluxo.

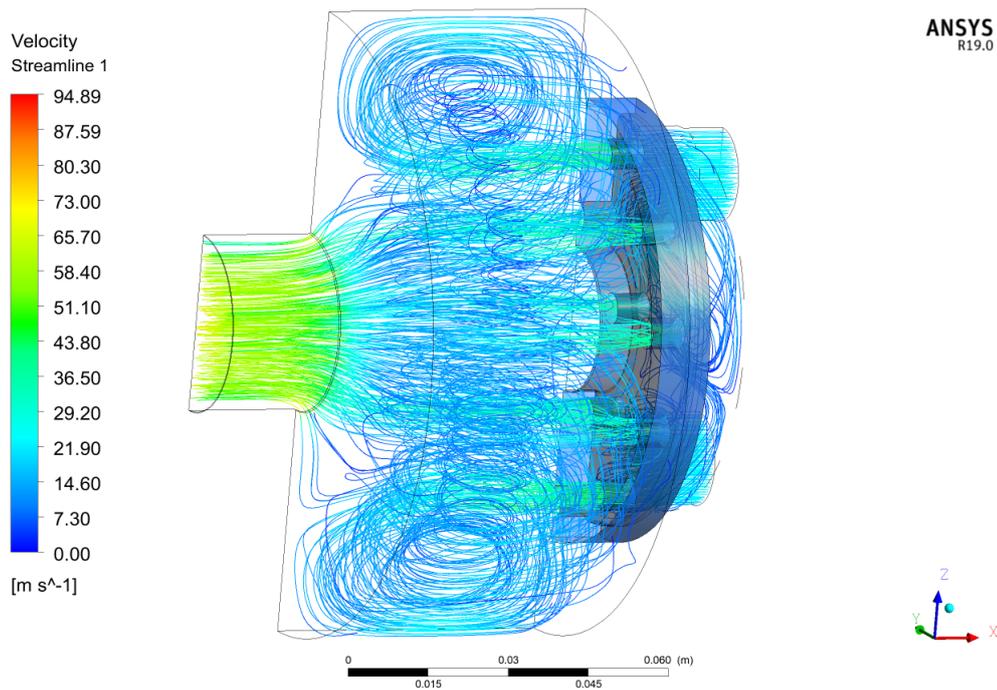


Figura 47 – Linhas de fluxo do movimento do fluido no volume de controle.

Isto mostra a real presença de um padrão de vórtices na região na pré-câmara de combustão, ocorrendo quando o fluxo de  $N_2O$  colide com a superfície vertical da parafina. Estes vórtices estão ligado ao design do Disco Injetor, pois o jato de oxidante que criará este padrão de movimento virá do furo mais exteriores da estrutura como foi exemplificado na Figura 46. Estes vórtices contribuirão para um variação de distribuição térmica no Volume de Fluxo e irá levar a temperatura elevada da parafina para o disco injetor, influenciando no gradiente térmico da peça que veremos mais a frente no trabalho.

Outro artigo interessante que em uma parte do trabalho analisa os vórtices de uma forma geral na estrutura interna do disco injetor é o artigo "*Low-thrust hybrid motor efficiency research for design optimization purposes*" (SHYNKARENKO; ANDRIANOV; BERTOLDI, 2015). Onde foi feito uma análise do comportamento do fluxo ao longo da estrutura variável do motor de foguete híbrido SARA, levando em consideração a mudança na geometria do grão com a queima.

- Padrão de impacto dos jato de  $N_2O$  no Grão de Parafina:

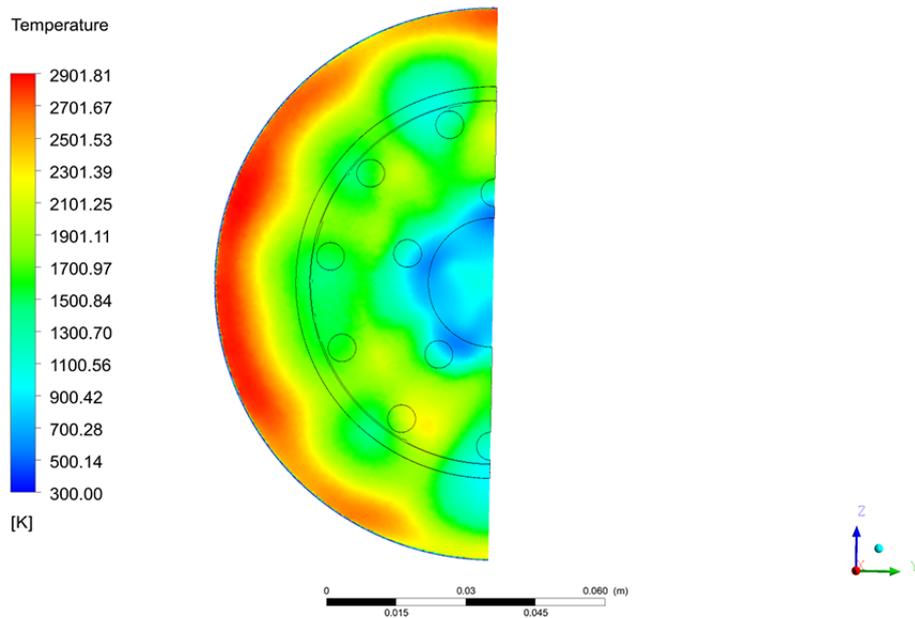


Figura 48 – Vista cortada do Volume de fluxo mostrando o padrão de impacto dos jato de  $N_2O$  no Grão de Parafina.

Na Figura 48 cada jato irá incidir em uma determinada posição da parede vertical do grão grão de parafina alterando o padrão de queima do grão. Os jato de oxidantes dos furos interiores apresentam maior intensidade no fluxo, devido a seu alinhamento mais próximo a caminho aberto no meio do grão, e irão promover uma melhor queima do grão. Já os furos mais exteriores do disco injetor conduziram os jato de oxidante contra a parede do grão, podemos notar também que entre estes furos os mais acima e mais baixo na estrutura terão mais intensidade porque estão alinhados agora com os dos orifícios que injetaram o oxidante no sistema.

## 6.2 Resultados para o Disco Injetor

### 6.2.1 Resultados do gradiente térmico do Disco Injetor.

O resultado da simulação da estrutura do disco injetor mostrou gradiente térmico uniforme para cada uma das faces do disco. O gradiente foi calculado pelo software ANSYS Fluent considerando o mecanismo de transferência de calor por condução dentro do interior da estrutura do disco injetor, as superfícies em contato direto com o fluido sofreram influencia do mecanismo de convecção pelo fluxo em movimento e o padrão dos vórtices presentes no sistema.

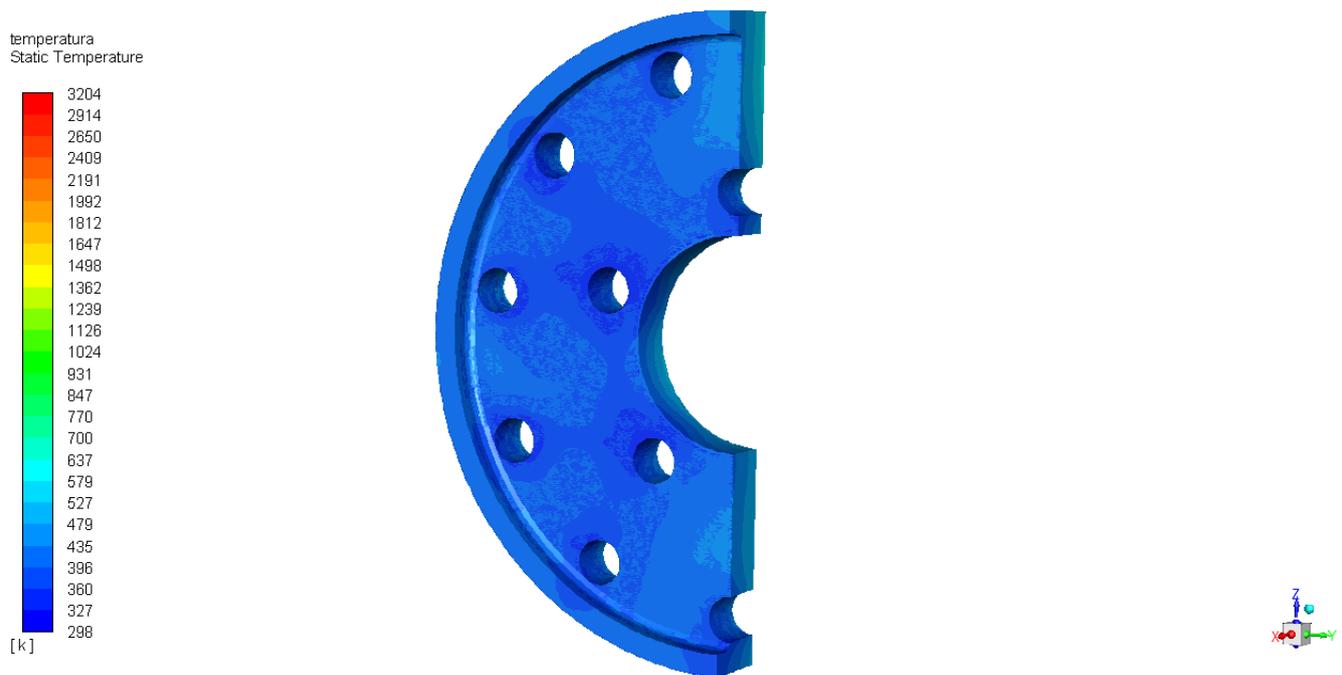


Figura 49 – Visualização frontal do gradiente térmico do Disco Injetor.

Na parte frontal do disco injetor foi mantida uma temperatura dentro da faixa de 327,37 K a 478,81 K, esta temperatura é explicada pelo efeito de resfriamento do fluxo de óxido nítrico vindo dos inlets, os quais estão aproximadamente a uma média de 296,15 K.

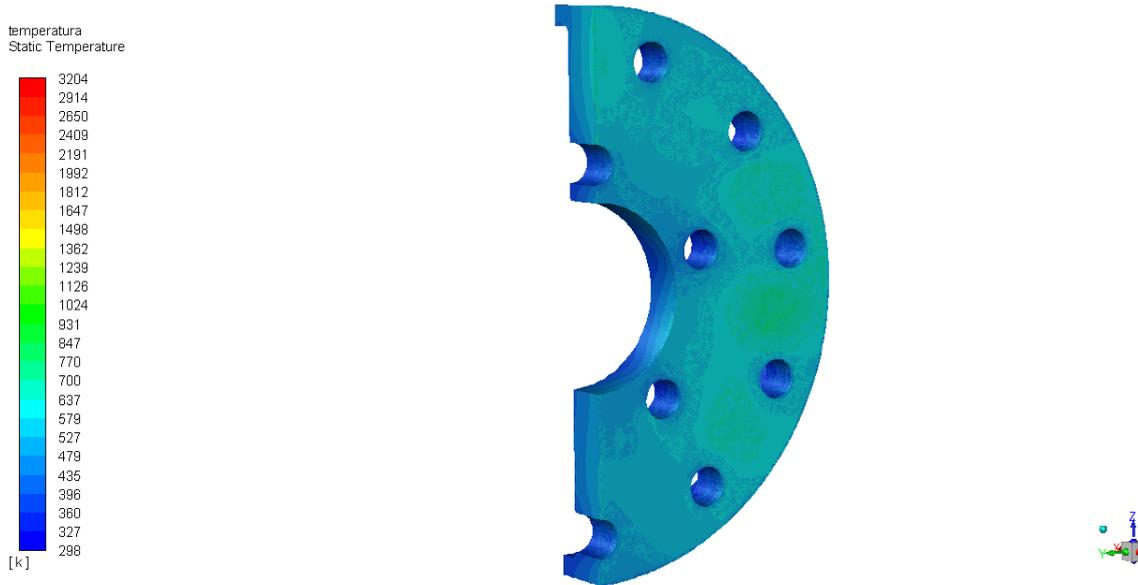


Figura 50 – Visualização traseira do gradiente térmico de Disco Injetor.

Já na parte traseira do Disco injetor a media das temperaturas são mais elevadas, isto devido a temperatura proveniente da pré câmara de combustão. As temperaturas podem variar em uma faixa de 478.81 K a 770.12 K. A presença de vórtices irá influenciar nesta temperatura mais elevada nesta superfície por que parte do fluxo de óxido nitroso que colidirá inicialmente com o grão de parafina e aquecida irá voltar em direção ao disco injetor.

Por isto o fluxo de oxidante irá funcionar como um sistema de refrigeração do disco injetor, que por ser constituído de aço inoxidável AISI 310 possui um ponto máximo de resistência térmica de 1373 K em nível de pico e 1323 K em operações contínuas, lembrando que a temperatura gerada pela reação na câmara de combustão alcança valores de 3200 K.

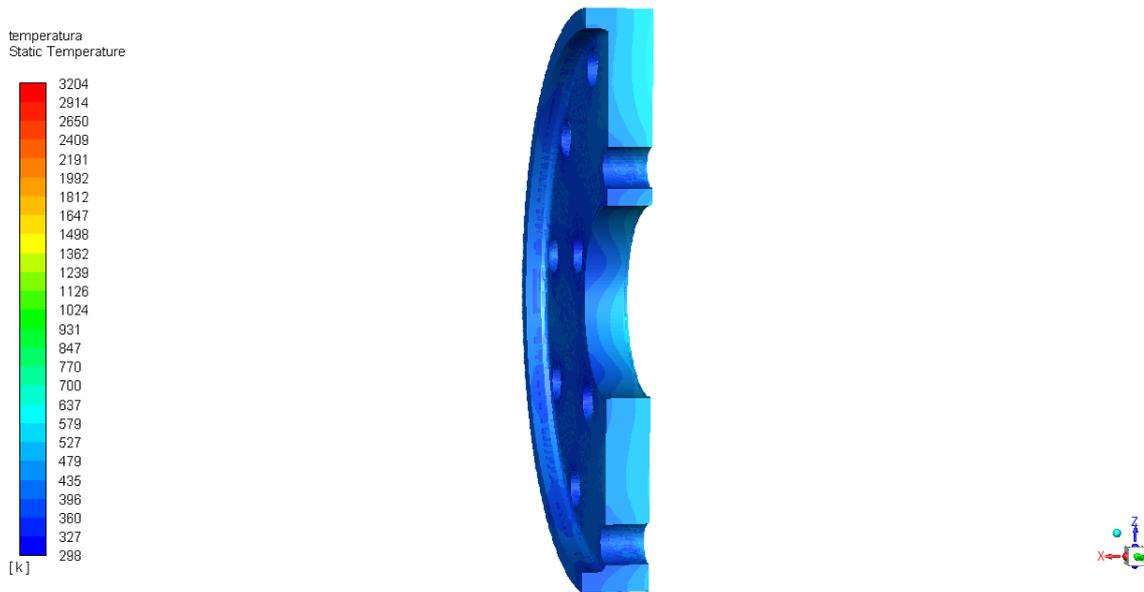


Figura 51 – Visualização do gradiente térmico da secção lateral do Disco Injetor.

Na visão lateral é mais fácil de perceber como a temperatura no interior do disco injetor flui por meio do mecanismo de transferência de calor de condução entre as duas superfícies na direção contrario ao do fluxo de óxido nítrico.

Podemos achar a taxa de transferência de calor por condução pela equação do Disco Injetor:

$$\text{Área Da superfície de contato do disco injetor} = 4605 \text{ mm}^2$$

$$\text{Espessura} = 8 \text{ mm}$$

$$\text{Temperatura média superfície frontal do disco injetor} = 419,41 \text{ K}$$

$$\text{Temperatura média superfície traseira do disco injetor} = 567,7 \text{ K}$$

$$\text{Condutividade térmica do Aço Inoxidável AISI 310} = 11 \frac{\text{W}}{\text{m} \cdot \text{K}}$$

$$\dot{Q}_{cond} = k * (\text{Área}) * \frac{\Delta T}{\text{Espessura}} \quad (6.1)$$

$$\dot{Q}_{cond} = 0,889 \text{ W} \quad (6.2)$$

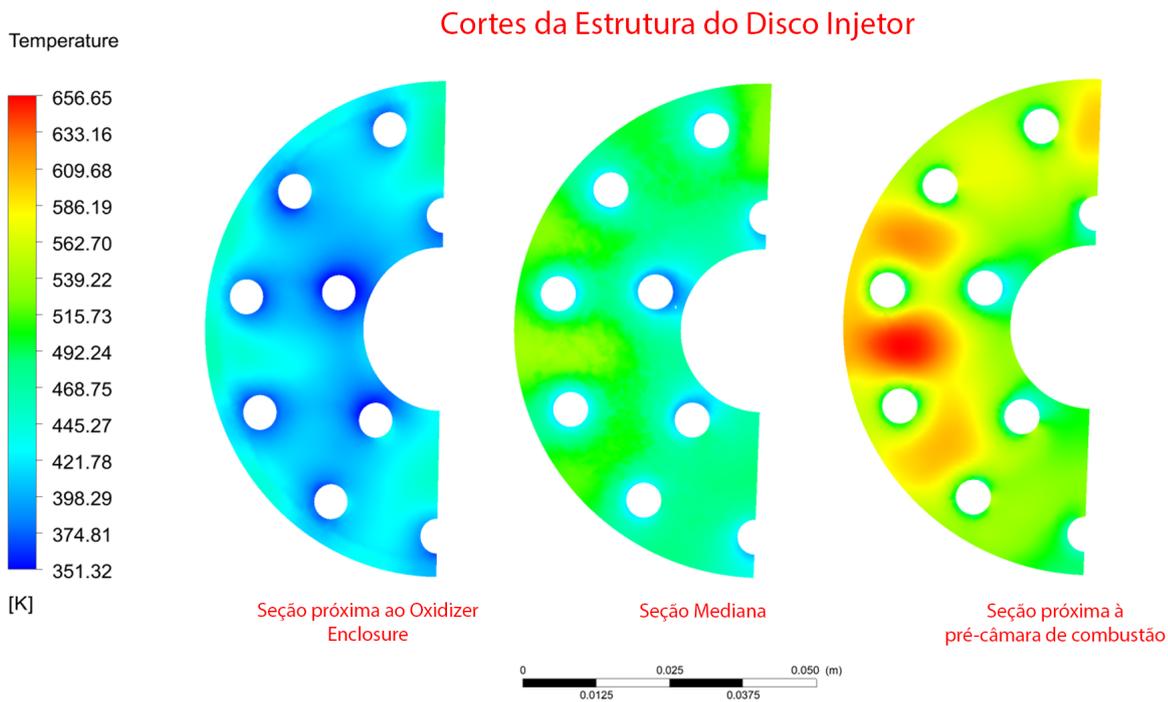


Figura 52 – Gradiente térmico de 3 seções provenientes do Disco Injetor

Analisando a Figura 52 anterior percebe-se que o fluxo de óxido nitroso cumpriu sua função de resfriamento do sistema, aliviando termicamente a estrutura do disco injetor mantendo sua integridade. o disco injetor alcançou a temperatura máxima de 656,65 K na seção mais próxima da pré-câmara de combustão a qual está sujeita a temperaturas de 3200 K provenientes da queima do grão de parafina.

- Dilatações térmicas da estrutura do disco injetor:

$$\Delta L = L_0 * \alpha * \Delta T \quad (6.3)$$

Coeficiente de dilatação térmica do AISI 310 ( $\alpha$ ) =  $14,4e-06 \left[\frac{1}{K}\right]$ ;

$$\Delta T = (T_2 - T_1) = (656,65 - 298) \text{ K} = 358,65 \text{ K};$$

**Observação:** A temperatura ambiente inicial aonde estará ocorrendo a operação foi definida como  $T_1 = 298\text{K}$  e  $T_2$  foi a temperatura máxima observada na estrutura da do Disco Injetor.

– **Direção radial:**

$$L_0 = 85 \text{ mm}$$

$$\Delta L = L_0 * \alpha * \Delta T = 0,439 \text{ mm}$$

– Direção X (Espessura):

$$L_0 = 12,4 \text{ mm}$$

$$\Delta L = L_0 * \alpha * \Delta T = 0,064 \text{ mm}$$

### 6.2.2 Resultados estruturais no Disco Injetor.

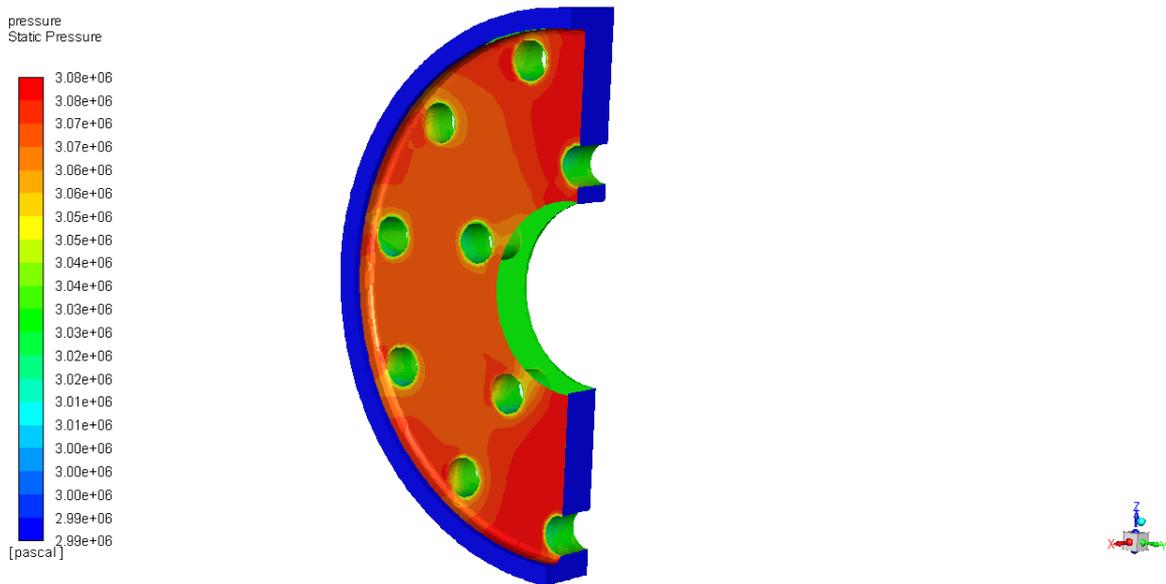


Figura 53 – Visualização frontal do mapa de pressão do disco injetor.

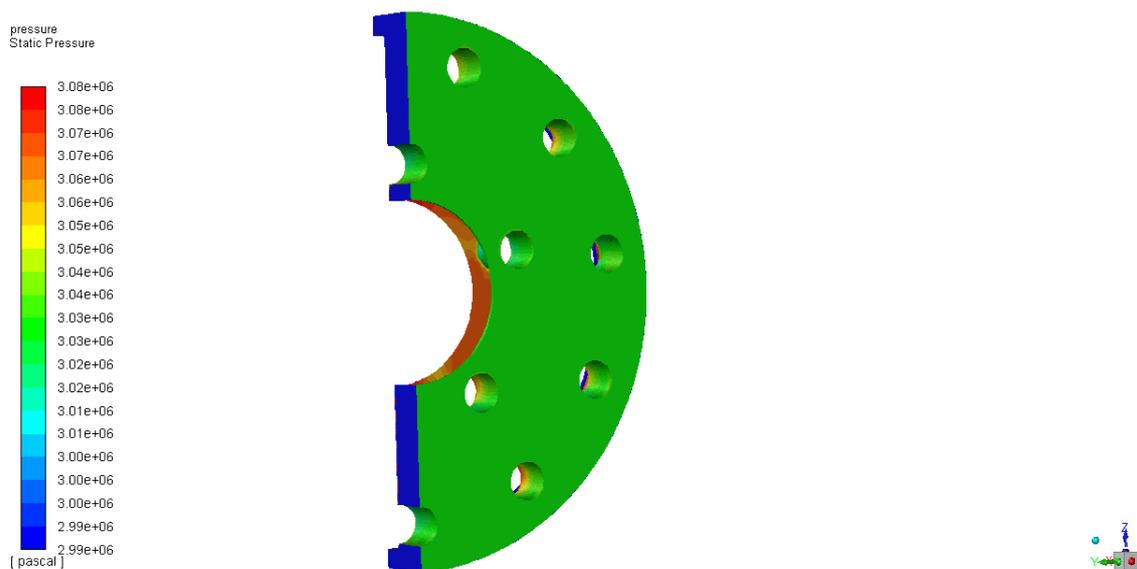


Figura 54 – Visualização traseira do mapa de pressão do disco injetor.

Valores de pressão mais uniforme foram apresentados mais na superfície em contato com a câmara de pré combustão. Esta diferença na pressão entre as duas superfícies se dá pela diferença a geometria da câmara de pré combustão e do Oxidizer Closure, esta ultima por ser mais comprimida e o fluxo de  $N_2O$  vir com mais pressão para o sistema.

Observando os valores disponíveis nesta duas imagens anteriores podemos analisar sua resistência mecânica. No caso do Disco Injetor percebemos que o valor máximo de pressão que a estrutura irá sofrer será 3,078 MPa para a superfície em voltada para o Oxidizer Enclosure e 3,03 MPa.

Forças Resultante aplicadas em cada face do disco injetor

- Forças em cada elemento da superfícies em contato com o Oxidizer Enclosure:

- Área da superfície =  $3588,8 \text{ mm}^2$

- $P_{med} = 3,063 \text{ MPa}$

$$F = Pressão * Área = 10,99 \text{ kN} \quad (6.4)$$

- Forças em cada elemento da superfícies em contato com a pré câmara de combustão:

- Área da superfície =  $4605 \text{ mm}^2$

- $P_{max} = 3,03 \text{ MPa}$

$$F = Pressão * Área = 13,95 \text{ kN} \quad (6.5)$$

Levando estes resultados para análise mecânica estrutural do ANSYS poderemos analisar os estresses e deformações sofridas pelo Disco Injetor durante a operação.

- Estresses principais máximos na estrutura do disco Injetor:

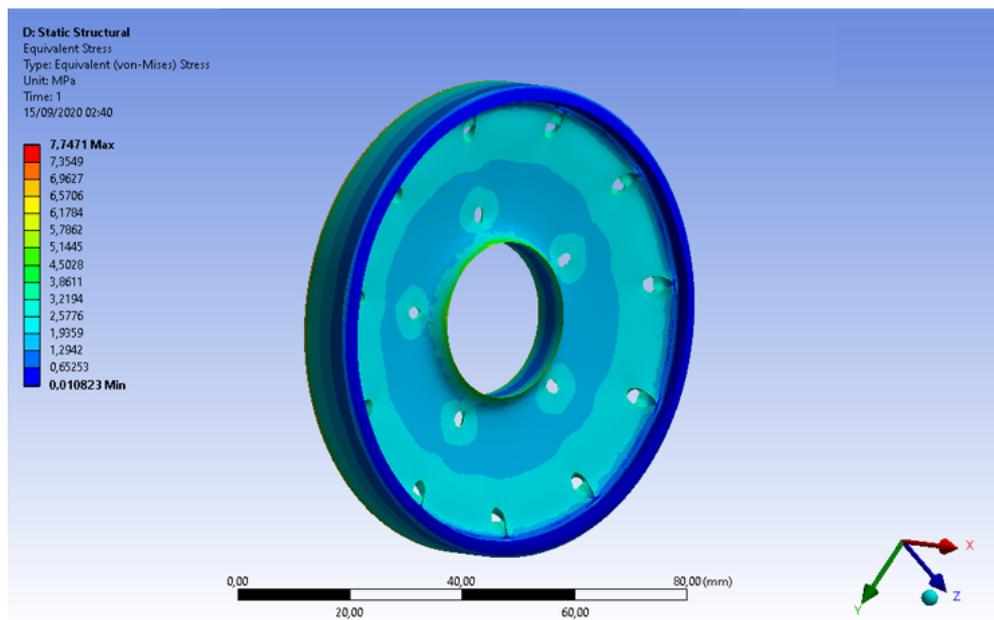


Figura 55 – Distribuição dos estresses na superfície do Disco Injetor voltada para o Oxidizer Enclosure.

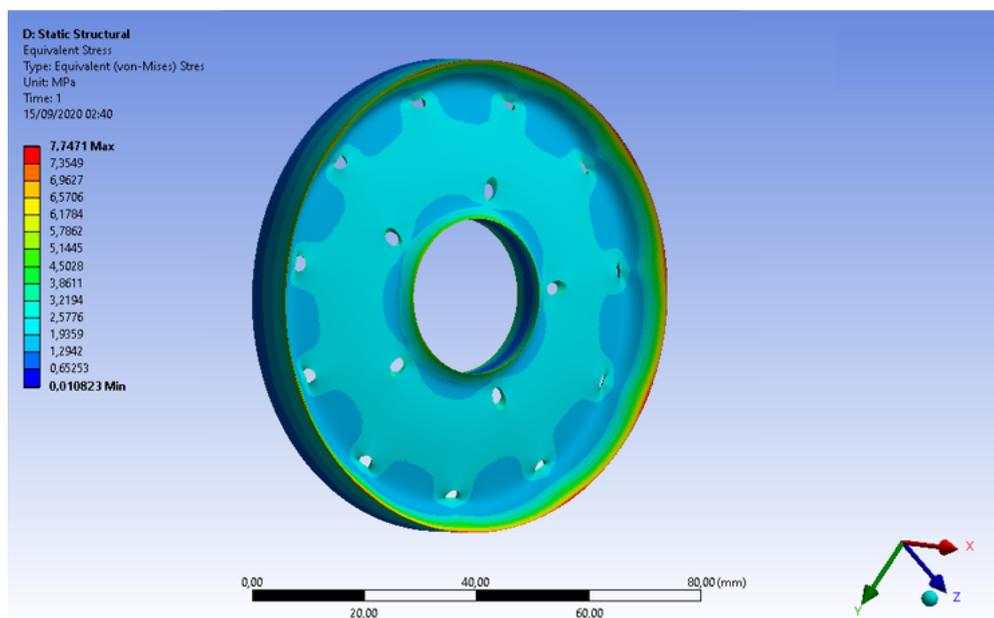


Figura 56 – Distribuição dos estresses na superfície do Disco Injetor voltada para a pré-câmara de combustão.

Foi analisado o estresse sofrido pela estrutura do disco injetor, preferencia foi dada ao método de análise de estresse equivalente (Von Mises) por ser mais aconselhado para materiais dúcteis, no caso do aço inoxidável AISI 310. Os estresses máximos e mínimos suportados pelo disco injetor serão 7,75 MPa, na face voltada para câmara de pré combustão, e 0.011 MPa nas bordas em contato com o oxidizer enclosure.

Ao analisar as duas faces da estruturas e definir pontos específicos de coleta de dados, esta duas faces estarão sujeitas a estresses mínimos e máximos de acordo com a tabela:

Superfícies	Estresse Equivalent [MPa]
Disco injetor visão frontal (figura 55)	Máx: 2,07 MPa Min: 1,71 MPa
Disco injetor visão traseira (figura 56)	Máx: 2.06 MPa Min: 1,83 MPa

Tabela 18 – Estresses Equivalentes máximo e mínimo em cada superfície.

Observando as figuras e os valores dispostos na tabela anterior, nota-se que a pressão resultante será na direção da pré câmara de combustão, porque na face voltada para o grão de parafina possui maiores valores de estresse equivalentes predominante no centro da face, indicando a direção da pressão do fluxo de óxido nitroso.

- Estresses normais às duas superfícies superfícies perpendiculares do Disco Injetor:

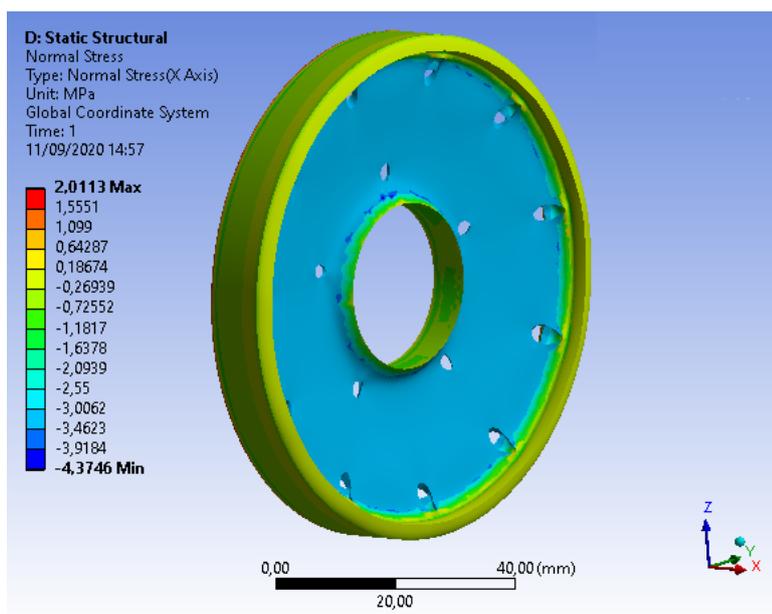


Figura 57 – Distribuição dos estresses normais a superfície na direção X no Disco Injetor voltada para o Oxidizer Enclosure.

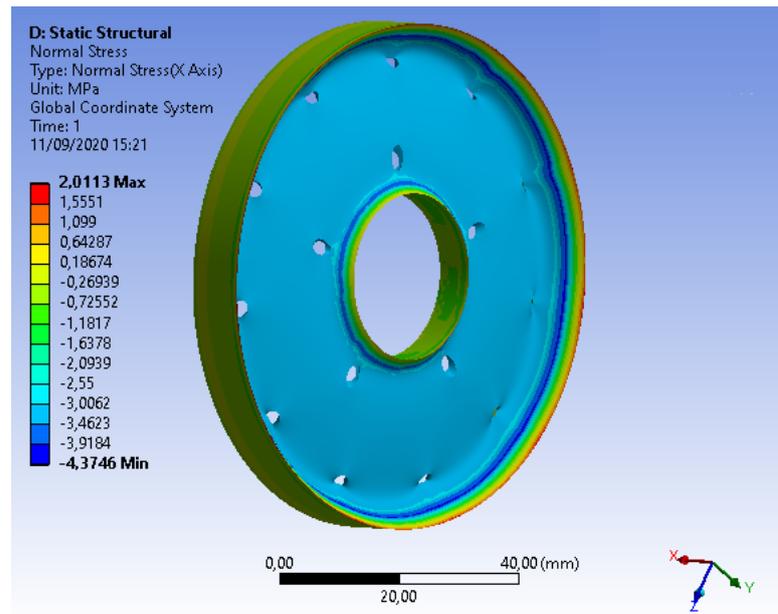


Figura 58 – Distribuição dos estresses normais a superfície na direção X no Disco Injetor voltada para a pré-câmara de combustão.

Na análise de estresses normais a superfície dos disco injetor, aonde será analisado o estresse na direção perpendicular às faces, na tabela abaixo está disposto os valores predominantes para cada superfície.

Superfícies	Estresse Normal [MPa]
Disco injetor visão frontal (figura 57)	3,081 MPa
Disco injetor visão traseira (figura 58)	3,023 MPa

Tabela 19 – Valores de estresses normais predominantes em cada superfície do disco injetor.

Com estes mapeamentos dos estresses presentes no disco injetor poderão ser tirados conclusões estruturais da peça durante a operação, para que ajustes possam ser feitos e um dimensionamento mais eficiente da peça possa ser fabricado.



## 7 Conclusão

Após a finalização de todo o processo de processamento da simulação, é possível analisar de forma com que o fluido de óxido nitroso ( $N_2O$ ) ao interagir com fluxo térmico proveniente da representação da queima do grão de parafina no interior da câmara de combustão. Podemos dar certo destaque a temperaturas em certos pontos da estrutura.

Superfície	Temperatura média na região [K]
Inlet	297,79 K
Outlet	(Centro do Outlet) [882,9-977,31]K (3 ponto de predominância de fluxo de $N_2O$ ) [650,95-720,56]K
Superfícies do Disco Injetor	Superfície frontal - Max: 478,96 K e Min: 360,17K Superfície traseira - Max:700,29K e Min: 435,39K
Superfícies de parafina	Superfície horizontal - Max:3204,41K e Min:2697,12K Superfície Vertical - Max:3204,41K e Min:2436,06K

Tabela 20 – Temperaturas médias por região da estrutura simulada.

Observando o resultado final da simulação percebemos, mesmo com a pré-câmara de combustão situada entre a câmara de combustão e a superfície do disco injetor, a função secundária do fluxo de óxido nitroso de resfriamento do disco injetor, para que a temperatura não exceda o suportado pelo aço inoxidável AISI310 que seria de 1.373 K, isto está bem visível nos cortes transversais do disco injetor, nesta superfície o gradiente térmico é bem visível e a diferença térmica entre as duas extremidades da peça.

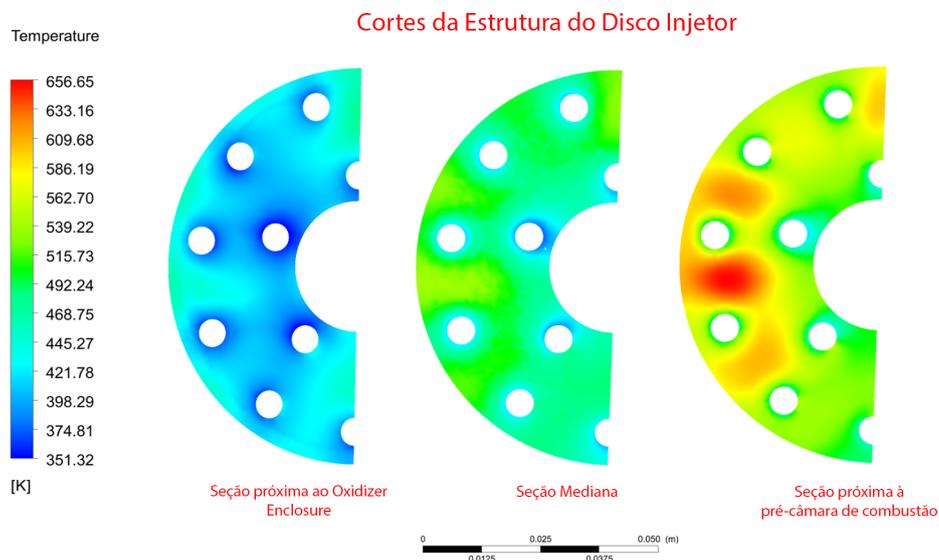


Figura 59 – Gradiente térmico nos cortes internos do Disco Injetor.

Outro fenômeno, que irá distribuir a temperatura pelo volume de fluxo e irá afetar no gradiente térmico do disco injetor, será a presença de vórtices principalmente na zona da câmara de pré-combustão. Este vórtice contribuirá para uma variação de distribuição térmica no Volume de Fluxo e irá conduzir a temperatura elevada da parafina para o disco injetor. Os vórtices também mostraram como a geometria previa do disco injetor poderá afetar a constância e sentido do fluxo de óxido nítrico, sendo que estas diferenças irão afetar na queima da parafina e a eficiência da queima.

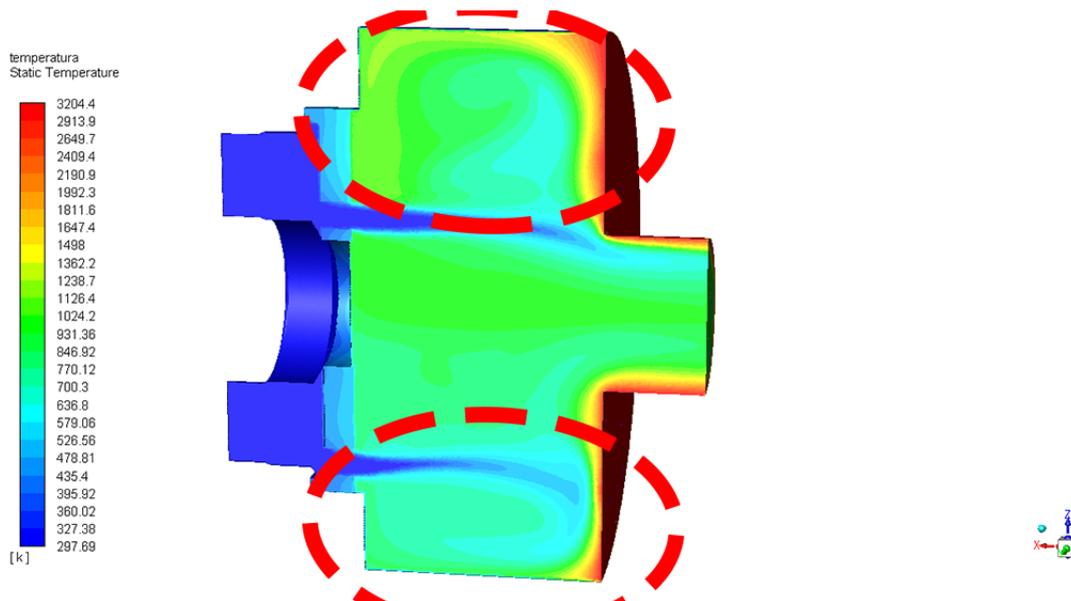


Figura 60 – Mapa do caminho de fluido no Volume de Fluxo com a variação de temperatura.

Foi também contemplado nesta simulação uma mapa de estresses normais e equivalentes para a estrutura do disco injetor.

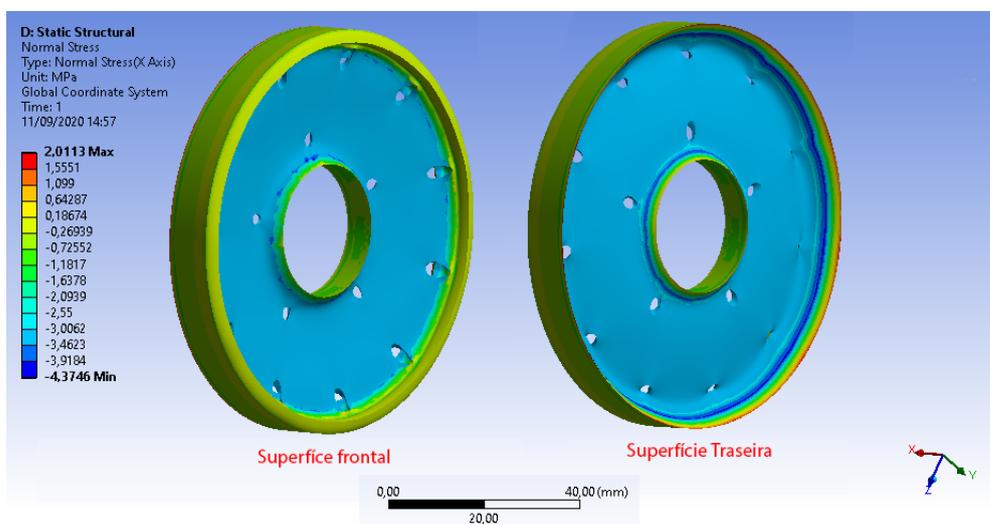


Figura 61 – Distribuição dos estresses normais a superfície na direção X no Disco Injetor.

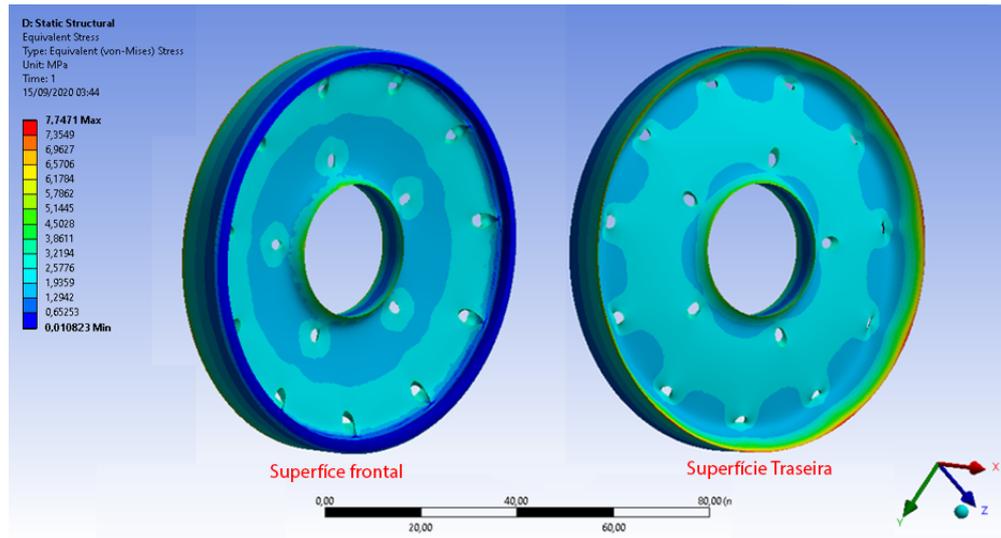


Figura 62 – Distribuição dos estresses equivalentes na superfície do Disco Injetor

Com estes mapeamentos dos estresses presentes no disco injetor poderão ser tirados conclusões estruturais da peça durante a operação, para que ajustes possam ser feitos e um dimensionamento mais eficiente da peça possa ser fabricado.



# Referências

- 10 Stainless Steel, annealed plate. [accessed 18-junho-2019]. Disponível em: <<http://www.matweb.com/>>. Citado 3 vezes nas páginas 17, 31 e 32.
- ANDRIANOV, A. et al. Concept and design of the hybrid test-motor for development of a propulsive decelerator of sara reentry capsule. In: . [S.l.: s.n.], 2015. Citado 3 vezes nas páginas 13, 34 e 53.
- A;S, P. L. K. D. C. et al. An Optimized Hybrid Rocket Motor for the SARA Platform Reentry System. *Journal of Aerospace Technology and Management*, scielo, v. 4, p. 317 – 330, 09 2012. ISSN 2175-9146. Disponível em: <[http://www.scielo.br/scielo.php?script=sci\\_arttext&pid=S2175-91462012000300317&nrm=iso](http://www.scielo.br/scielo.php?script=sci_arttext&pid=S2175-91462012000300317&nrm=iso)>. Citado na página 27.
- CAI, G.; LI, C.; TIAN, H. Numerical and experimental analysis of heat transfer in injector plate of hydrogen peroxide hybrid rocket motor. *Acta Astronautica*, Elsevier, v. 128, p. 286–294, 2016. ISSN 00945765. Disponível em: <<http://dx.doi.org/10.1016/j.actaastro.2016.05.041>>. Nenhuma citação no texto.
- CANTWELL, B. *Chapter 11:Hybrid Rockets*. Stanford University: Department of Aeronautics and Astronautics, 2019. [Accessed 24-junho-2019]. Disponível em: <[https://web.stanford.edu/~cantwell/AA283\\_Course\\_Material/AA283\\_Course\\_Notes/AA283\\_Aircraft\\_and\\_Rocket\\_Propulsion\\_Ch\\_11\\_BJ\\_Cantwell.pdf](https://web.stanford.edu/~cantwell/AA283_Course_Material/AA283_Course_Notes/AA283_Aircraft_and_Rocket_Propulsion_Ch_11_BJ_Cantwell.pdf)>. Citado 2 vezes nas páginas 13 e 26.
- CENGEL, Y. A.; GHAJAR, A. J. *Transferência de Calor e Massa: Abordagem prática*. [S.l.]: AMGH Editora Ltda, 2012. Citado 6 vezes nas páginas 13, 35, 36, 38, 39 e 41.
- COMPANY, S. S. *Specification Sheet: Alloy 310/310S/310H*. [S.l.]: Sandmeyer Steel Company, 2014. Citado 3 vezes nas páginas 17, 31 e 66.
- HYBRID Rocket Propulsion: A literature review. 2014. [accessed 24-junho-2019]. Disponível em: <<https://pt.slideshare.net/DanielDigre/hybrid-rocket-propulsion>>. Citado na página 27.
- LECCESE, G. et al. Experimental and numerical methods for radiative wall heat flux predictions in paraffin-based hybrid rocket engines. *Acta Astronautica*, Elsevier Ltd, v. 158, n. April 2018, p. 304–312, 2018. ISSN 00945765. Disponível em: <<https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.06.032>>. Nenhuma citação no texto.
- NETO, A. P. *Noções sobre termografia*. Integra: Integridade de Equipamentos, 2004. [accessed 18-junho-2019]. Disponível em: <<https://www.mundomecanico.com.br/wp-content/uploads/2012/02/Termografia.pdf>>. Citado na página 37.
- NIST-JANAF Thermochemical Tables. 1998. [accessed 04-fevereiro-2020]. Disponível em: <<https://webbook.nist.gov/cgi/cbook.cgi?ID=C10024972&Units=SI&Mask=1#ref-1>>. Citado 2 vezes nas páginas 65 e 67.
- PIRANI, M. J. *ENG309-Fenômenos de transportes III*. Universidade da Bahia, 2009. [accessed 18-junho-2017]. Disponível em: <<http://slideplayer.com.br/slide/7311401/>>. Citado 2 vezes nas páginas 13 e 39.

SHYNKARENKO, O.; ANDRIANOV, A.; BERTOLDI, A. Low-thrust hybrid motor efficiency research for design optimization purposes. In: . [S.l.: s.n.], 2015. Citado na página 77.

SHYNKARENKO, O.; BERTOLDI, A. Preliminary research of the hybrid motor properties for the reentry platform. 05 2014. Citado na página 53.

SOUZA, L. F. de. *Um experimento sobre dilatação térmica e a lei do resfriamento*. [S.l.]: Universidade federal do Rio de Janeiro, 2017. Citado 2 vezes nas páginas 17 e 51.

SURMACZ, P.; RARATA, G. Hybrid rocket propulsion development and application. *Progress in Astronautics*, 01 2009. Citado 4 vezes nas páginas 13, 25, 26 e 27.

TOOLBOX, T. E. *Coefficients of Linear Thermal Expansion*. [accessed 15-junho-2019]. Disponível em: <[https://www.engineeringtoolbox.com/linear-expansion-coefficients-d\\_95.html](https://www.engineeringtoolbox.com/linear-expansion-coefficients-d_95.html)>. Citado na página 51.