

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

Análise dos Processos da Propulsão e da Transferência de Calor de um Motor-Foguete Híbrido

Autor: Paulo Gabriel Cunha Martins
Orientador: PhD. Olexiy Shynkarenko

Brasília, DF
14 de julho de 2017



Paulo Gabriel Cunha Martins

Análise dos Processos da Propulsão e da Transferência de Calor de um Motor-Foguete Híbrido

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

Universidade de Brasília - UnB

Faculdade UnB Gama - FGA

Orientador: PhD. Olexiy Shynkarenko

Brasília, DF

14 de julho de 2017

Paulo Gabriel Cunha Martins

Análise dos Processos da Propulsão e da Transferência de Calor de um Motor-Foguete Híbrido/ Paulo Gabriel Cunha Martins. – Brasília, DF, 14 de julho de 2017-

91 p. : il. (algumas color.) ; 30 cm.

Orientador: PhD. Olexiy Shynkarenko

Trabalho de Conclusão de Curso – Universidade de Brasília - UnB
Faculdade UnB Gama - FGA , 14 de julho de 2017.

1. Análise do motor de um foguete com propulsão híbrida. 2. Simulação no fluent ansys. I. PhD. Olexiy Shynkarenko. II. Universidade de Brasília. III. Faculdade UnB Gama. IV. Análise dos Processos da Propulsão e da Transferência de Calor de um Motor-Foguete Híbrido

CDU 02:141:005.6

Paulo Gabriel Cunha Martins

Análise dos Processos da Propulsão e da Transferência de Calor de um Motor-Foguete Híbrido

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

Trabalho aprovado. Brasília, DF, 20 de junho de 2017:

PhD. Olexiy Shynkarenko
Orientador

PhD. Domenico Simone
Convidado 1

PhD. Paolo Gessini
Convidado 2

Brasília, DF
14 de julho de 2017

*Dedico este trabalho aos meus pais, irmão e minha tia,
que nunca descreditaram em mim
e sempre investiram na minha educação!*

Agradecimentos

A esta universidade pelos anos de aprendizado contínuos que me capacitaram de executar e escrever este trabalho. Ao meu orientador Olexiy Shynkarenko pelo suporte dado durante toda a execução do trabalho, pelas suas correções e incentivos.

Aos meus amigos, Ana Paula de Castro, Lucas Santos e Kesiany Máxima pela disposição e prontidão em me ajudar, dando conselhos na parte técnica e escrita deste trabalho. E a todos que direta ou indiretamente contribuíram para realização desta monografia.

*“Tenho a impressão de ter sido uma criança brincando à beira-mar,
divertindo-me em descobrir uma pedrinha mais lisa
ou uma concha mais bonita que as outras,
enquanto o imenso oceano da verdade
continua misterioso diante de meus olhos.”*
(Isaac Newton)

Resumo

O trabalho presente é dedicado ao desenvolvimento de duas simulações numéricas, uma sobre o comportamento do fluido durante o processo da propulsão e a outra sobre o processo de transferência de calor gerada pelo fluido para os materiais do motor-foguete híbrido. Estas foram validadas com os resultados obtidos em um teste estático do motor-foguete híbrido SARA.

A primeira análise é uma simulação sobre a transferência de calor dos fluidos produtos da combustão para os materiais da tubeira. Foi realizada a análise da transferência de calor transiente utilizando as geometrias de algumas partes do motor-foguete híbrido e da tubeira em um *software* de volume finitos. Como parâmetros de análise, foram considerados a temperatura inicial do sistema, os materiais da estrutura e a curva de temperatura obtida experimentalmente.

Através do método inverso explicado neste trabalho na seção 3.3, foi possível a obtenção dos fluxos de calor por unidade de área em cada região considerada e também as temperaturas na região interior de todo volume de controle.

A segunda simulação analisa o fluido dentro de um motor-foguete híbrido e tubeira durante o início da propulsão. Foi empregado nesta simulação as condições de contorno do projeto deste motor. Esta simulação foi validada com base na pressão medida experimentalmente, e também, comparando o comportamento da chama do caso real com a simulação, através da medição da reentrada de ar na tubeira.

Essas simulações foram validadas com os dados obtidos experimentalmente pelo Laboratório de Propulsão Química da Universidade de Brasília. Com os resultados das duas simulações, foi possível o cálculo do coeficiente de transferência de calor por convecção do fluido para os materiais no início da propulsão.

Graças a validação dessas simulações, a abordagem de outros resultados que são impraticáveis de serem obtidos na forma experimental mas estão disponíveis nos modelos numéricos, possibilitam a introdução de outros estudos, como os tópicos dos materiais isolantes, análise das propriedades do fluido, dentre outros.

Palavras-chaves: Fluent. Transient Thermal. Ansys. Motor-Foguete Híbrido. Transferência de Calor. Propulsão Híbrida.

Abstract

The present work is devoted to the development of two numerical simulations, one consisting on the behavior of the fluid during the propulsion process and the other consisting on the process of heat transfer generated by the fluid-structure interaction inside the hybrid rocket engine. These were validated with the results obtained in a static test of the SARA hybrid rocket engine.

The first analysis can be understood as a simulation of the heat transfer process happening between the fluids of the combustion products and the materials of the nozzle. Transient heat transfer analysis was performed using the geometries of some parts of the hybrid rocket motor and the nozzle in a finite volume software. The parameters of analysis were the initial temperature of the system, the materials of the structure and the temperature curve obtained experimentally.

The inverse method, explained in this paper in section 3.3, allowed to obtain the heat fluxes per unit area in each region considered as well as the temperatures in the inner region of each control volume.

The second simulation is responsible for analyzing the fluid inside the hybrid rocket engine and nozzle at the beginning of the propulsion process. The boundary conditions of the engine design were applied in this simulation. The validation was based on the experimentally measured pressure, as well as comparing the behavior of the flame of the real case with the simulation, by measuring the reentry of airflow in the nozzle.

These simulations were compared and verified with the data obtained experimentally by the Laboratory of Chemical Propulsion of the University of Brasília. With the results of the two authenticated simulations, it was possible to calculate the heat transfer coefficient by convection of the fluid to the materials at the beginning of the propulsion.

Thanks to the validation of these simulations, the approach of other impossible results to be obtained in the experimental form, but available in numerical models, allows the introduction of other studies in some subjects, such as in the topics of insulating materials, in the analysis of the fluid, among others.

Key-words: Fluent. Transient Thermal. Ansys. Hybrid-Rocket motor. Heat Transfer. Hybrid Propulsion.

Lista de ilustrações

Figura 1 – Motor sólido, traduzido pelo autor. Fonte: (TURNER, 2009)	28
Figura 2 – Motor líquido, traduzido pelo autor. Fonte: (TURNER, 2009)	29
Figura 3 – Motor híbrido, traduzido pelo autor. Fonte: (MURC, 2007)	30
Figura 4 – Configurações de portas de combustível, traduzido pelo autor. Fonte: (HUMBLE, 1995)	32
Figura 5 – Escoamento dentro do motor, traduzido pelo autor. Fonte: (SUTTON, 2010)	33
Figura 6 – Efeito de Seebeck: Potencial elétrico formado devido ao gradiente de temperatura aplicado a barra de metal. Fonte: (KARAMITAHERI, 2013) Traduzido pelo autor.	34
Figura 7 – Ideia básica de um termopar, Fonte: (WOODFORD, 2016) traduzido pelo autor.	35
Figura 8 – Partes de um termopar, Fonte: (WOODFORD, 2016)	35
Figura 9 – Termopar utilizado na tubeira.	36
Figura 10 – Condução de calor.	38
Figura 11 – Convecção da água em uma chaleira. Fonte: (STENSMANN, 2002)	38
Figura 12 – Convecção forçada sobre uma placa plana. Fonte: (PIRANI, 2010)	39
Figura 13 – Transferência de calor por radiação entre uma superfície e superfícies vizinhas, Fonte: (GHAJAR, 2012)	41
Figura 14 – Esquematização do sistema de aquisição de dados, Fonte: (SHYNKARENKO et al., 2015) Modificado pelo autor.	46
Figura 15 – Módulos e submódulos do motor de foguete híbrido, Fonte (SHYNKARENKO et al., 2015) traduzido pelo autor.	48
Figura 16 – Projeto do motor de teste, Fonte: (SHYNKARENKO et al., 2015) traduzido pelo autor.	49
Figura 17 – Componentes do sistema de injeção: A – configuração geral; B – Configuração utilizada durante o teste de bancada., Fonte: (SHYNKARENKO et al., 2015)	49
Figura 18 – Motor Montado, Fonte: (SHYNKARENKO et al., 2015)	50
Figura 19 – Instalação dos termopares na tubeira. A: Posicionamento dos termopares, B: Termopares fixados com silicone.	51
Figura 20 – Materiais considerados para a simulação de transferência de calor.	52
Figura 21 – Procedimento realizado para simulação de transferência de calor.	53
Figura 22 – Seção do motor utilizada para simulação. A – Posicionamento dos termopares, B – Seção transversal com os pontos de medidas do termopar.	54
Figura 23 – Pressão dentro da câmara de combustão.	55

Figura 24 – Curvas de temperaturas obtidas experimentalmente.	55
Figura 25 – Medidas experimentais obtidas para o tubo de revestimento do grão. . .	56
Figura 26 – Variação da temperatura do termopar 2 em um teste anterior e atual. .	56
Figura 27 – Geometria 3D do motor de foguete híbrido considerada para este trabalho.	57
Figura 28 – Malha utilizada	58
Figura 29 – SOLID87 3-D tetraedro sólido com 10 nós térmicos, Fonte: (ANSYS, 2017).	58
Figura 30 – SOLID90 3-D sólido com 20 nós térmicos, Fonte: (ANSYS, 2017). . . .	59
Figura 31 – SURF152 3-D Superfície do elemento térmico, Fonte: (ANSYS, 2017). .	59
Figura 32 – TARGE170 Target elemento de superfície, Fonte: (ANSYS, 2017). . . .	59
Figura 33 – CONTA174 3-D Contato entre 2 elementos (8 nós), Fonte: (ANSYS, 2017).	60
Figura 34 – Trechos de aplicação dos variados fluxos de calor.	61
Figura 35 – Curvas de temperaturas experimentais e simuladas.	64
Figura 36 – Temperatura na garganta e na parte final da borracha de silicone. . . .	65
Figura 37 – Distribuição interna de temperatura.	66
Figura 38 – Temperatura final no interior do motor.	67
Figura 39 – Volume de controle considerado.	69
Figura 40 – Malha realizada para a simulação da propulsão.	71
Figura 41 – Procedimentos para realização da malha.	72
Figura 42 – Elemento FLUID81 para o caso simétrico com relação ao eixo radial. .	72
Figura 43 – Condições de contorno aplicadas.	73
Figura 44 – Resíduos da simulação.	77
Figura 45 – Pressão absoluta.	77
Figura 46 – Velocidade dos fluidos.	78
Figura 47 – Perfil de velocidade com os caminhos do fluido.	78
Figura 48 – Perfil de temperatura.	79
Figura 49 – a) medidas do raio da chama no teste experimental b) medida na geometria da simulação numérica	80
Figura 50 – Pressão absoluta sem a tubeira.	81
Figura 51 – Velocidade do fluido sem a tubeira.	81
Figura 52 – Temperatura estática sem a tubeira.	82
Figura 53 – Teste estático realizado no dia 9 de março de 2017.	82
Figura 54 – Pressão com relação ao eixo simétrico.	83
Figura 55 – Temperatura com relação ao eixo simétrico.	84
Figura 56 – Velocidade com relação ao eixo simétrico.	84
Figura 57 – Fluxos de calor em cada zona.	85
Figura 58 – Temperaturas médias em cada zona considerada.	86

Lista de tabelas

Tabela 1 – Valores típicos de h. FONTE: (LAVINE, 2008)	40
Tabela 2 – Parâmetros de massa e fluxo de massa do motor utilizando parafina e óxido nitroso, FONTE: (SHYNKARENKO et al., 2015)	46
Tabela 3 – Propósito das medições, Fonte: (SHYNKARENKO et al., 2015)	47
Tabela 4 – Propriedades dos materiais, Fontes: (1), (2), (3) e (4) estão em (MATWEB, 1996), (5) estão disponíveis em (VEDAX, 2010) e (INCONPLAST, 2017)	52
Tabela 5 – Fluxos de calor em cada zona obtidos pelo método inverso.	62
Tabela 6 – Erros de medição dos termopares simulados com os experimentais.	65
Tabela 7 – Discretização espacial.	75
Tabela 8 – Fatores de relaxamento da simulação	76
Tabela 9 – Comparação entre simulação e experimentação.	80
Tabela 10 – Propriedades necessárias para o cálculo do coeficiente de convecção inicial.	86
Tabela 11 – Coeficientes de convecção do fluido para os materiais da tubeira.	86

Lista de abreviaturas e siglas

UnB	Universidade de Brasília
CNTP	Condições Normais de Temperatura e Pressão
SARA	Satélite de Reentrada Atmosférica

Lista de símbolos

C_f	<i>Coefficiente do empuxo do foguete híbrido</i>	
c_i	<i>Fração de cada elemento químico na mistura</i>	
c_p	<i>Calor específico a pressão constante</i>	[J/kgK]
$e_{médio,j}$	<i>Erro médio de temperatura de cada termopar j</i>	
E	<i>Radiação emitida pelo corpo</i>	[W/m ²]
E_t	<i>Energia total</i>	[J]
G	<i>Irradiação recebida pelo corpo</i>	[W]
h	<i>Entalpia</i>	[J]
h_{cv}	<i>Coefficiente de transferência de calor por convecção</i>	[W/m ² K]
I_{sp}	<i>Impulso específico do foguete híbrido</i>	[m/s]
k	<i>Energia cinética turbulenta</i>	[m ² /s ²]
L	<i>Comprimento característico</i>	[m]
M	<i>Massa molar da mistura dos gases</i>	[kg]
N_u	<i>Número de Nusselt</i>	
p	<i>Pressão do fluido</i>	[Pa]
q_i	<i>Calor por unidade de área na direção i</i>	[J/m ²]
\dot{Q}	<i>Fluxo de calor por unidade de área</i>	[W]
R	<i>Constante universal dos gases perfeitos</i>	[J/kgK]
Re	<i>Número de Reynolds</i>	

T	<i>Temperatura</i>	[K]
u	<i>Velocidade do fluido na direção x</i>	[m/s]
v	<i>Velocidade do fluido na direção y</i>	[m/s]
w	<i>Velocidade do fluido na direção z</i>	[m/s]
α	<i>Absorvidade do material</i>	
Δ	<i>Variação da propriedade "x"</i>	
ϵ	<i>Emissividade do material por radiação</i>	
ε	<i>Taxa de dissipação da turbulência</i>	[m ² /s ³]
κ	<i>Coefficiente de transferência de calor por condução</i>	[W/mK]
μ_t	<i>Viscosidade do fluido</i>	[m ² /s]
ρ	<i>Densidade do fluido</i>	[kg/m ³]
σ	<i>Constante de Stefan – Boltzmann</i>	[W/m ² K ⁴]
τ_{ij}	<i>Pressões viscosas no plano ij</i>	[Pa]

Sumário

1	INTRODUÇÃO	25
1.1	Contextualização e apresentação do projeto:	25
1.2	Objetivos gerais:	26
1.3	Objetivos específicos:	26
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	27
2.1	Foguete SARA	27
2.2	Foguetes com propulsões sólida, líquida e híbrida	28
2.2.1	Foguete à propulsão sólida	28
2.2.2	Foguete à propulsão líquida	29
2.2.3	Foguete à propulsão híbrida	30
2.3	Interior da câmara de combustão	31
2.3.1	Portas de combustível	31
2.3.2	Processo de combustão	32
2.4	Termopares	34
2.4.1	Como os termopares funcionam	34
2.5	Transferência de Calor	37
2.5.1	Condução	37
2.5.2	Convecção	38
2.5.3	Radiação	40
2.6	Equações governantes das simulações	42
3	METODOLOGIA	45
3.1	Teste experimental	45
3.1.1	Parâmetros técnicos do motor de foguete híbrido	45
3.1.2	Sistema de medição	46
3.1.3	Apresentação do modelo do foguete híbrido	48
3.2	Materiais	51
3.3	Simulação da transferência de calor	53
3.3.1	Procedimentos para resolução do problema	53
3.3.2	Configuração da simulação	57
3.3.3	Malha	58
3.3.4	Condições de contorno	61
3.3.5	Considerações realizadas	63
3.3.6	Resultados	64
3.4	Simulação completa do fluido durante a propulsão	69

3.4.1	Volume de controle	69
3.4.2	Malha	70
3.4.3	Detalhes da malha	71
3.4.4	Condições de contorno	73
3.4.5	Configurações da simulação	74
3.4.6	Resultados	77
3.4.7	Comparação com os resultados sem a tubeira	81
3.4.8	Análise das propriedades no bocal	83
3.5	Cálculo do coeficiente de convecção do fluido para a tubeira.	85
4	CONCLUSÃO	87
	REFERÊNCIAS	89

1 Introdução

1.1 Contextualização e apresentação do projeto:

Este trabalho apresenta algumas simulações do motor de propulsão híbrida que pode ser utilizado no projeto SARA Orbital. O projeto SARA Orbital tem como objetivo lançar um foguete com alguns experimentos em uma órbita baixa. O seu satélite possui uma carga útil de 150 kg e atuará como plataforma espacial para os experimentos que irão vivenciar o ambiente de micro gravidade. Na fase final da missão, o motor de propulsão híbrida, iniciará sua tarefa de induzir a reentrada da plataforma SARA Orbital na atmosfera terrestre.

Um teste de bancada desse motor foi realizado e será apresentado a sua preparação e seus resultados obtidos. A partir desses dados e das condições de contorno do projeto, foram realizadas e autenticadas as simulações dos fluidos durante a propulsão do motor híbrido e da transferência de calor do fluido para os materiais.

Segundo [Sturrock e Pegden \(1990\)](#), o processo da simulação é realizado através do modelamento computacional e da condução de experimentos de um sistema real. Quando a simulação apresentar as principais características que descrevem o meio, comprovadas por meio da experimentação, ela pode ser utilizada para descrever o próprio sistema real.

A simulação é realizada quando não é possível a condução de um experimento, ou o sistema real é muito complexo e/ou não possui solução analítica. Para este caso é inviável financeiramente e tecnologicamente a condução de diversos experimentos para o estudo da transferência de calor e da propulsão deste motor-foguete híbrido. Além disso há a impossibilidade de obter de forma experimental as temperaturas internas do motor e medir as propriedades do fluido em vários pontos durante a propulsão.

Para a simulação de transferência de calor, foi utilizado o método inverso, descrito por [MEHTA \(1981\)](#), no *software Transient Thermal* do ANSYS®. O objeto de referência para o atingimento dos resultados são as temperaturas dos termopares obtidas no teste de bancada. Aplicando este método na simulação, foi possível determinar os fluxos de calor e as temperaturas na parede interna.

A simulação da propulsão foi realizada no *software Fluent* do ANSYS® considerando no tempo inicial ($t = 0s$), o processo de combustão, a viscosidade e a turbulência presentes na realidade. A validação desta foi baseada nos valores de pressão na câmara e na comparação da chama obtida na simulação com uma foto realizada durante o teste de bancada. Com essa simulação foram obtidas as distribuições de temperatura, pressão e velocidade do fluido no tempo inicial.

Por fim, utilizando os dados das duas simulações anteriores no tempo inicial, os fluxos de calor, as temperaturas no interior da tubeira e os valores médios das temperaturas no fluido, foram calculados os coeficientes de convecção do fluido na tubeira no início da propulsão.

1.2 Objetivos gerais:

O presente trabalho tem como objetivo realizar a validação dos modelos numéricos através dos dados experimentais obtidos no teste de bancada do motor de foguete híbrido.

1.3 Objetivos específicos:

- Ensaio experimental afim de medir a distribuição de temperaturas e pressões durante o processo de propulsão do motor de foguete híbrido.
- Simulações numéricas do processo de propulsão para obter a distribuição das propriedades de fluxo na tubeira.
- Simulação numérica de transferência de calor nos materiais da pós câmara de combustão e da tubeira, afim de obter a distribuição de temperatura e do fluxo de calor.
- Obter o comportamento do coeficiente de convecção do fluido nas zonas da pós câmara de combustão e tubeira, por meio da distribuição do fluxo de calor e das temperaturas do fluido obtidas por meio das simulações numéricas

2 Revisão Bibliográfica

Neste capítulo serão esclarecidos alguns aspectos teóricos que serão abordados neste trabalho. Serão relatados um pouco sobre o foguete SARA, as diferenças entre um foguete sólido, líquido e híbrido e o funcionamento do foguete híbrido.

Por fim serão apresentados os temas da transferência de calor, o funcionamento dos termopares, que serão utilizados na bancada de testes, e sobre o método dos volumes finitos.

2.1 Foguete SARA

Os foguetes são máquinas que produzem a força ou o impulso necessário para empurrar um objeto para a frente. São usados para lançar naves espaciais, além de servir para disparar mísseis e fogos de artifício, ([BRITANNICA, 2017](#)).

Para os foguetes serem lançados, eles devem produzir um empuxo que deve ser maior do que o próprio peso do mesmo, para isto, eles armazenam combustível e oxidante para serem queimados na câmara de combustão. Os produtos dessa queima resultam em gases quentes na saída da tubeira, que impulsionam o foguete na direção contrária dos gases, ([PUCCI, 2008](#)).

Os foguetes se classificam de diversas formas, uma delas é através de sua fonte de energia utilizada na propulsão, podendo ser química, elétrica, nuclear ou combinações com as turbinas a jato de um Ramjet enquanto o foguete está no ambiente atmosférico, ([TURNER, 2009](#)).

A propulsão química é a mais utilizada nos foguetes. Entre elas temos a propulsão líquida, sólida e híbrida que serão explicadas com mais detalhes logo a seguir. O motor do foguete SARA (Satélite de Reentrada Atmosférica) é um motor que utilizará a propulsão híbrida e ele foi desenvolvido com o intuito de ser utilizado no projeto SARA Orbital.

A respeito de seu papel na missão SARA Orbital, ele será acionado quando o satélite já estiver em órbita no final de sua missão para induzir a reentrada atmosférica da plataforma SARA contendo alguns experimentos que devem se expor ao ambiente de micro gravidade.

O satélite SARA esta sendo desenvolvido pelo Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE) com objetivo de operar como plataforma espacial para experimentos em micro gravidade. O satélite tem capacidade para uma carga total de até 150 kg. Após a realização dos experimentos, será induzido a reentrada na atmosfera pelo motor SARA.

2.2 Foguetes com propulsões sólida, líquida e híbrida

2.2.1 Foguete à propulsão sólida

O foguete sólido utiliza propelente de forma sólida, mais conhecido como grão, que possui tanto combustível como oxidante nessa mistura pastosa. Eles são misturados na própria câmara de combustão, algumas vezes elas são até hermeticamente fechadas e estocadas por longos períodos (5 a 20 anos) sem se deteriorar. Os motores desse foguete sólido podem ser projetados em diversos tamanhos, variando o seu poder de empuxo de 2 *Newtons* até 12 milhões de *Newtons*, (HUMBLE, 1995). A figura abaixo mostra uma ilustração do motor do foguete sólido.

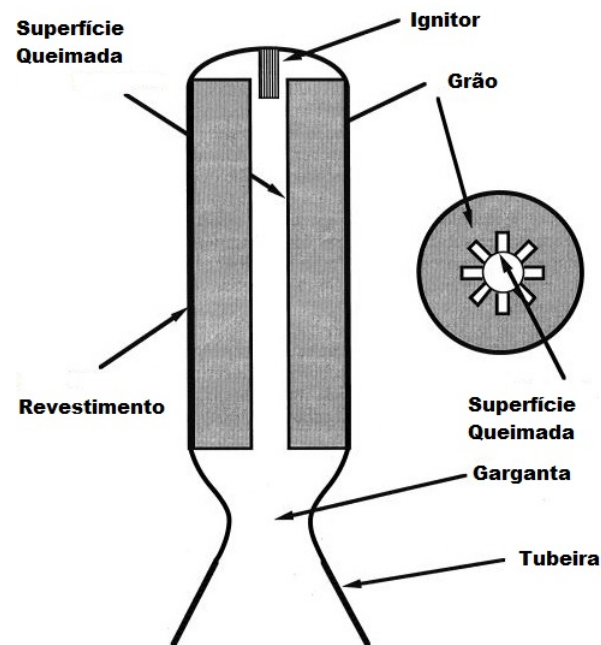


Figura 1 – Motor sólido, traduzido pelo autor. Fonte: (TURNER, 2009)

Na imagem 1 é demonstrada uma possível configuração do motor de um foguete sólido. Outras variações se dão com respeito as diversas formas de se instalar o grão de propelente na câmara de combustão, (em forma de estrela, vários furos, sólida etc.), pode haver uma camada de isolante térmico entre o grão e o revestimento da câmara de combustão e também pode haver diferentes configurações de tubeira (por exemplo a tubeira pode ser móvel, possuir formas diferentes, como cônica ou em forma de sino), (TURNER, 2009).

Algumas das aplicações mais comuns do foguete sólido são em mísseis, foguete-modelos e em *boosters* para veículos lançadores de satélites. Este foguete pode também ser utilizado como veículo lançador, como é o caso do foguete Vega.

2.2.2 Foguete à propulsão líquida

Os foguetes líquidos são os mais utilizados nas missões espaciais de grande porte, como no foguete Saturno V na missão Apollo em que o homem foi a Lua, ou para lançar a maioria dos satélites ou sondas espaciais nas diversas órbitas do espaço. Isso se deve há algumas características de performance e controle quando se comparado ao foguete sólido por exemplo,([AEROSPACE, 2016](#)).

Em um foguete líquido, o combustível e o oxidante são estocados em tanques normalmente cilíndricos, estes passam por uma bomba que injeta estes na câmara de combustão, onde são misturados e queimados. O processo de combustão produz uma grande quantidade de gases com alta pressão e temperatura dentro da câmara de combustão. Estes gases passam pela tubeira e são acelerados, produzindo o empuxo através da terceira lei de Newton,([HALL, 2017](#)).

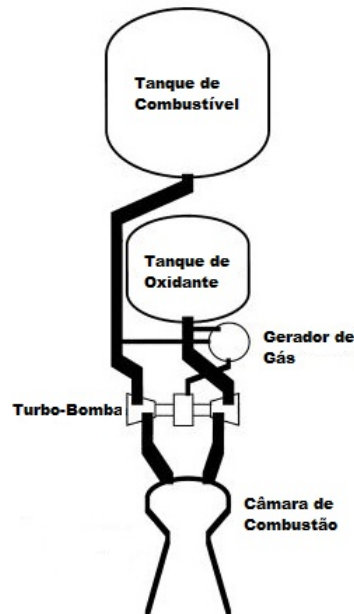


Figura 2 – Motor líquido, traduzido pelo autor. Fonte: ([TURNER, 2009](#))

Na figura 2 é representada uma configuração básica do sistema propulsivo de um foguete líquido, o gerador de gás não comentado até então, realiza a alimentação energética para o funcionamento do turbo-bomba, através de uma pré queima do combustível e do oxidante.

Algumas diferenças entre o foguete sólido e líquido consistem no armazenamento do par combustível oxidante na forma líquida e na utilização do *turbo-pump* para injetar o propelente com alta pressão na câmara de combustão, ou seja, o foguete líquido demanda um maior espaço interno, complexidade e peso comparado com a simples configuração do foguete sólido. Além disso comparando com o sistema propulsivo sólido, o processo de

combustão do foguete líquido apresenta um impulso específico duas vezes ou ainda maior, dependendo dos propelentes de cada sistema, além de ser possível o seu funcionamento de forma controlável.

Vale ressaltar que a configuração do sistema propulsivo a ser escolhido depende de várias características da missão, por exemplo, a órbita a ser alcançada, a quantidade de peso levada para o espaço, a tecnologia disponível, orçamento e os materiais, (SUTTON, 2010).

2.2.3 Foguete à propulsão híbrida

O foguete híbrido tem como princípio a utilização de combustível na forma sólida e o uso do oxidante na forma líquida ou gasosa na câmara de combustão. O propósito de sua criação se deve as complexidades do foguete líquido e da falta de controlabilidade do foguete sólido, (SUTTON, 2010).

O desenvolvimento dessa tecnologia se iniciou em 1930 por Leonid Andrussov, na qual ocorreu a primeira reflexão no sistema híbrido. Ao longo dos anos algumas instituições ofereceram uma grande oportunidade de desenvolvimento para essa área da propulsão, como a NASA, ATK, Launch System Group, Aerojet-Rocketdyne, algumas universidades e muitas outras companhias, (CAMPBELL-KNIGHT, 2015).

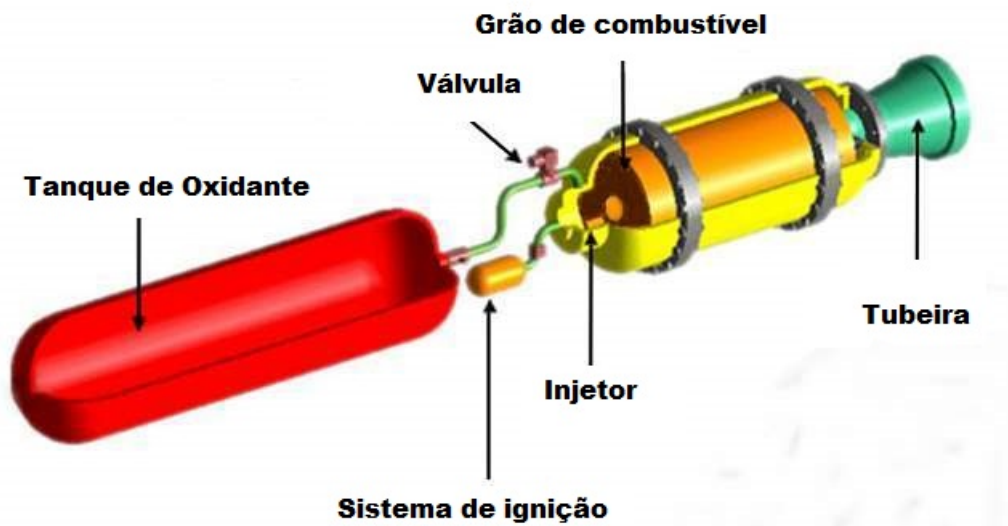


Figura 3 – Motor híbrido, traduzido pelo autor. Fonte: (MURC, 2007)

Na figura 3 está apresentado o sistema propulsivo do foguete híbrido. A sua ideia é bastante simples, mas complexa de se desenvolver. Na figura estão presentes os elementos básicos do sistema híbrido: o tanque de oxidante, ignitor, injetor, grão contendo apenas combustível, a tubeira e uma válvula.

A válvula controla a passagem do oxidante para a câmara de combustão e também o processo propulsivo, pois quando o oxidante é interrompido, a combustão e a saída de gases também serão, sendo possível interromper o processo de propulsão várias vezes durante uma missão, (SUTTON, 2010).

O sistema propulsivo híbrido possui algumas vantagens quando comparadas com os outros sistemas propulsivos, líquido e sólido. Entre elas, este sistema oferece uma relativa simplicidade e baixo custo de fabricação comparada com o foguete líquido, e também, assim como este, o sistema híbrido possui a capacidade de pausa e reinício do processo propulsivo e suave mudança no empuxo do foguete. Além disso, este sistema oferece uma segurança melhorada com relação à explosão ou detonação durante a fabricação, possibilidade de estocagem e de operação. Por último e não menos importante, este sistema apresenta um impulso específico maior que os motores de foguete sólido e uma maior razão densidade/impulso específico do que os motores de foguete líquido, (SUTTON, 2010).

Por outro lado, o sistema híbrido de propulsão possui algumas desvantagens, tais como, (1) baixa taxa de regressão do combustível, (2) mudança na razão O/F (razão do oxidante pelo combustível) e conseqüentemente o impulso específico durante a queima, (3) reabastecimento parcial ou total de combustível pode apresentar alguns desafios, pois comparada ao sistema líquido, o combustível não pode ser simplesmente bombeado para dentro de um tanque, (MDAD, 2017).

2.3 Interior da câmara de combustão

Neste tópico será apresentado sobre o interior da câmara de combustão e qual o comportamento esperado dos componentes durante o processo de combustão.

No motor-foguete híbrido o oxidante está separado do combustível e ambos possuem formas físicas diferentes. Para o caso do foguete SARA, temos o óxido nítrico na forma líquida auto pressurizada dentro de um tanque e o combustível na forma sólida (parafina).

2.3.1 Portas de combustível

O combustível possui várias formas possíveis de ser instalado na câmara de combustão, cada uma leva a diferentes resultados de empuxo e impulso específico durante a combustão, (HUMBLE, 1995). Não há uma fórmula analítica para escolher a melhor forma possível, apenas dados estatísticos de experimentos.

Alguns formatos típicos do combustível dentro da câmara de combustão está apresentado a seguir na figura 4. O formato utilizado para o projeto SARA é o cilíndrico, além de ser a configuração mais simples, ela é a mais eficiente para pequenas câmaras de combustão.

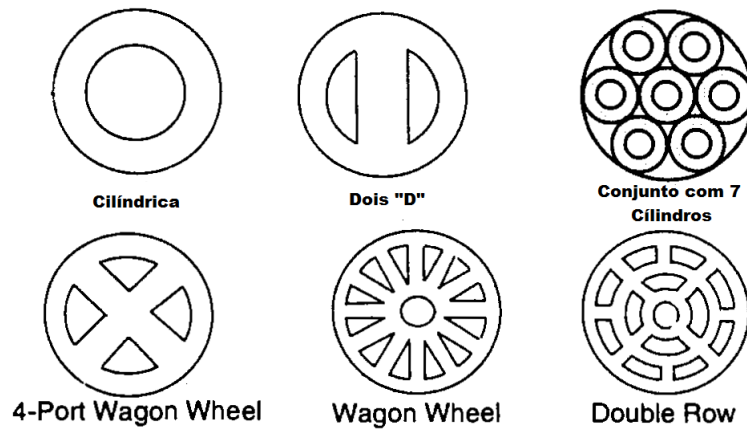


Figura 4 – Configurações de portas de combustível, traduzido pelo autor. Fonte: (HUMBLE, 1995)

Quanto maior a câmara de combustão, o modelo de porta cilíndrica perde sua eficiência pois a espessura do suporte para a parafina se torna muito pequeno para o grão, além disso nessa situação, é requerido um motor mais longo, na qual trará consequências para o controle do foguete. Em vista disso, se faz necessário a utilização de portas múltiplas, (HUMBLE, 1995).

Das múltiplas portas presentes, o conjunto com 7 cilindros é uma das configurações mais eficientes, pois todos os cilindros estão dentro de um cilindro maior, e isto beneficia a perda mínima de volume útil do combustível. A configuração "Wagon Wheel" é a mais utilizada, (HUMBLE, 1995).

2.3.2 Processo de combustão

O processo de combustão que ocorre nos foguetes híbridos não é tão simples como acontece nos foguetes líquidos ou sólidos. Pois através do balanço estequiométrico dos elementos químicos é possível obter um maior controle dos reagentes da combustão nestes foguetes na ordem de obter a maior eficiência possível de queima, enquanto nos foguetes híbridos não há este controle durante todo o processo.

Durante a combustão, os elementos químicos devem obedecer uma razão estequiométrica e estarem no estado gasoso. Com isso antes do processo de combustão ocorrer, a parte superficial do grão de combustível deve se vaporizar e ir se misturando com o fluxo de oxidante no núcleo central. A parafina começa a se evaporar, assim que o processo de ignição inicia, devido a transferência de calor na forma de radiação e convecção para o combustível, (SUTTON, 2010).

Como resultado da transferência de calor da zona de combustão para a massa do combustível, ocorre a vaporização. Esse vapor é expelido na direção da chama criada pela combustão, enquanto isso o oxidante é transportado da região central da porta de combustível para a chama através da difusão turbulenta. A chama é estabelecida dentro da camada limite determinada pelas condições estequiométricas na qual a combustão ocorre. A espessura da camada limite na região da chama é dada pela taxa na qual a reação de oxidação ocorre, (SUTTON, 2010).

Após isto, com o equilíbrio estequiométrico, os elementos químicos começam o processo de combustão e estes formam uma camada limite apresentada na figura 5, na qual é visto a divisão da camada em, combustível vaporizado, a chama do processo de combustão e acima estão os seus produtos.

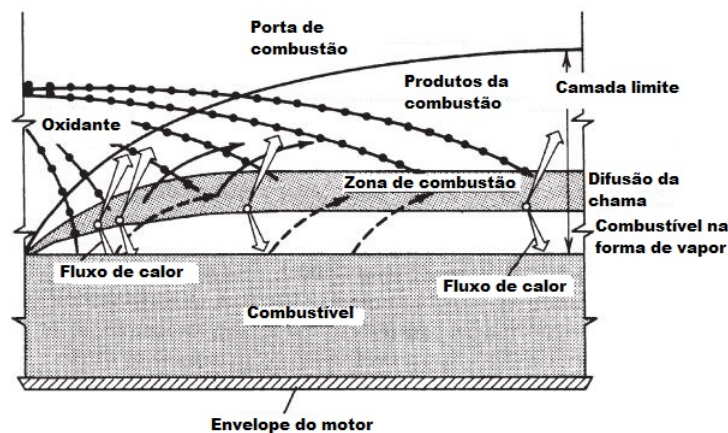


Figura 5 – Escoamento dentro do motor, traduzido pelo autor. Fonte: (SUTTON, 2010)

2.4 Termopares

Neste trabalho é avaliado como o processo de propulsão impacta os materiais da pós câmara de combustão e da tubeira, mais especificamente como é a distribuição de temperatura e os fluxos de calor provenientes do fluido nestas zonas durante o processo de combustão.

Para ser possível a avaliação da transferência de calor do motor de foguete híbrido na bancada de testes, se faz necessário a utilização dos termopares, para medir as altas temperaturas do motor em cada sessão.

Como é esperado que as temperaturas a serem medidas sejam muito altas (acima de 1000°C), a utilização de termômetros foram descartadas, pois além de não ser possível essa medida com qualquer tipo de termômetro é de interesse do projeto gravar todas as temperaturas em função do tempo. Portanto para cumprir com os requisitos de gravar as temperaturas com o tempo e funcionar em temperaturas extremamente altas, se utiliza o termopar, (INFOPEDIA, 2017).

2.4.1 Como os termopares funcionam

Existe uma conexão entre a condução de calor e a condução de eletricidade entre os metais. Os metais que são bons condutores de eletricidade, como o ferro ou cobre, são também bons condutores de calor, por outro lado, os plásticos que são bons isolantes elétricos, não conduzem muito bem o calor, (WOODFORD, 2016).

A primeira pessoa a notar a conexão entre a condução de calor e eletricidade foi Thomas Seebeck (1770 - 1831), que notou que se duas extremidades de uma barra de metal estiver em temperaturas diferentes, haverá uma diferença de potencial entre elas e elétrons irão percorrer de uma ponta a outra gerando corrente elétrica, (WOODFORD, 2016).

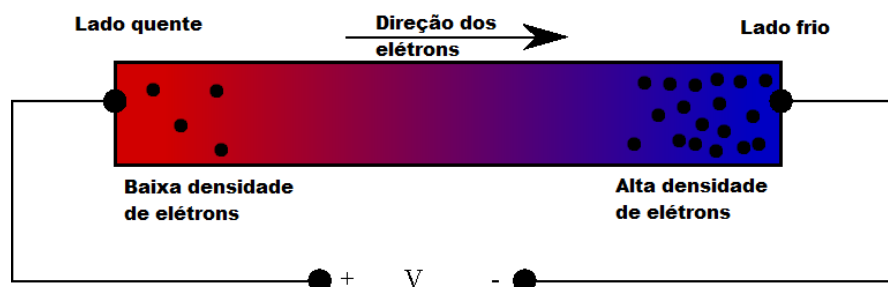


Figura 6 – Efeito de Seebeck: Potencial elétrico formado devido ao gradiente de temperatura aplicado a barra de metal. Fonte: (KARAMITAHERI, 2013) Traduzido pelo autor.

Seebeck fez vários experimentos, com diferentes temperaturas e materiais. Ele descobriu que a diferença de potencial gerada é dependente da estrutura interna do material, e se dois materiais diferentes fossem unidos e aquecidos em uma extremidade comum, eles vão conduzir quantidades de energias diferentes, (WOODFORD, 2016).

Com isso o princípio básico na qual os termopares funcionam foi descoberto. Os metais em seu interior podem ser do mesmo material com temperaturas diferentes, ou de materiais diferentes com a mesma temperatura. Normalmente eles são fabricados com materiais distintos com suas extremidades unidas, uma ponta em contato com o objeto a ser medido sua temperatura, a outra é fixa com a temperatura ambiente como referência, (WOODFORD, 2016).

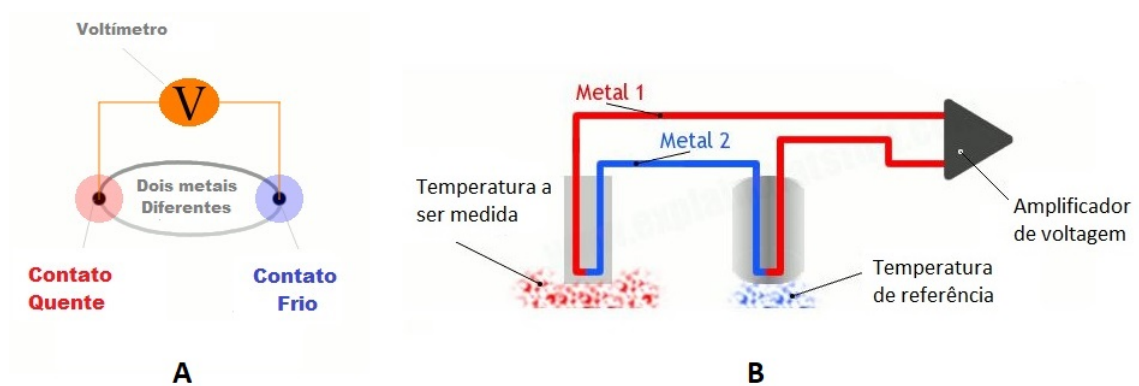


Figura 7 – Ideia básica de um termopar, Fonte: (WOODFORD, 2016) traduzido pelo autor.

Um possível projeto de um termopar está presente na figura 8, na qual seus elementos são descritos neste parágrafo: (1) Revestimento metálico de proteção feito de aço inoxidável ou uma liga ; 2) Primeiro fio feito de um metal (vermelho); 3) Segundo fio feito de um metal diferente (azul) unido ao primeiro fio para fazer um termopar; 4) Isolamento (verde) feito de óxido mineral esmagado e compactado. 5) Cola para manter o isolamento no lugar; 6) Isolamento elétrico feito de borracha ou plástico, (RIZZOLO, 1977).

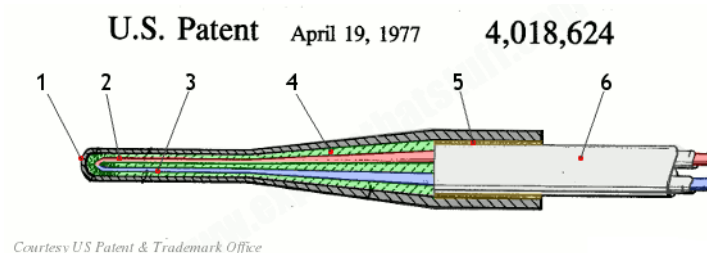


Figura 8 – Partes de um termopar, Fonte: (WOODFORD, 2016)

O modelo do termopar utilizado para medição de temperatura na tubeira é o Super Omegaclad[®]XL da empresa Omega. Ele oferece medidas de temperaturas até 1335°C, possui uma boa durabilidade comparado com alguns concorrentes quando expostos a altas temperaturas, (OMEGA,).

Segundo os dados do fabricante, este termopar foi testado por 25 semanas dentro de um forno e apresentou um desvio máximo de 2,8 °C em suas medidas, bem menor do que os seus competidores que apresentaram até 8,3 °C de desvio. Além disso foi testado o seu desvio máximo de temperatura em um ambiente a 1338 °C, e novamente foi obtido um valor máximo de 2,8 °C, (OMEGA,).



Figura 9 – Termopar utilizado na tubeira.

2.5 Transferência de Calor

É possível através da termodinâmica fazer o balanço energético de toda a transformação da energia que ocorre durante a combustão. E também é possível contabilizar toda a energia que é gerada como ruído sonoro e vibração, aquecimento da estrutura e também a energia útil para gerar o empuxo e acelerar o foguete.

Porém há o interesse em saber a taxa de calor que está sendo transferida para a estrutura ao longo do tempo, e não a sua quantidade geral. Como a análise requer o comportamento ao longo do tempo da variação das propriedades térmicas, a termodinâmica não é mais suficiente, para isto, esta análise passa a ser desenvolvida através da transferência de calor, (GHAJAR, 2012).

A transferência de calor, ou calor, pode ser definida como a energia térmica que é transferida de um sistema para o outro devido a diferença de temperatura entre eles. Essa transferência pode ocorrer em três possíveis formas, condução, convecção e radiação, (GHAJAR, 2012).

Os modos de transferência de calor dependem exclusivamente do meio na qual o calor está se propagando e para haver calor circulando, o meio deve ter uma diferença de temperatura. Entre os sólidos o calor se propaga através da condução. Entre um sólido e um líquido ou gás, ou entre líquidos e gases, o calor escoia através da convecção. A radiação não precisa de um meio para se propagar, ela acontece na superfície do material que possui emissividade, através da emissão dos fótons ou ondas eletromagnéticas, (LAVINE, 2008).

2.5.1 Condução

A condução é o fenômeno de transporte de calor que ocorre entre as substâncias que estão em contatos, ou dentro da substância entre as moléculas. O calor é conduzido através da colisão entre os átomos e/ou moléculas que possuem mais energia cinética, ou de excitação, para as moléculas e/ou átomos com menor energia cinética. Em outras palavras o calor flui do corpo com maior temperatura para o corpo de menor temperatura, (GRIMM, 1999).

Esse processo de transferência de calor pode ser quantificado através das equações de taxa apropriadas. Com essas equações é possível calcular a quantidade de energia transferida ao longo do tempo. Para quantificar esse valor na condução para uma parede plana unidimensional, é utilizado a lei de Fourier, que é dado pela fórmula abaixo, (LAVINE, 2008).

$$\dot{Q} = -k \frac{dT}{dx} \quad (2.1)$$

O fluxo térmico \dot{Q} (W/m^2) é o fluxo de calor na direção da maior temperatura T_1 para a menor T_2 , ao longo do eixo x . O coeficiente k (W/mk) é o coeficiente de condutividade térmica do material. O sinal negativo representa apenas o sentido na qual o calor flui no material, do local mais quente para o local mais frio

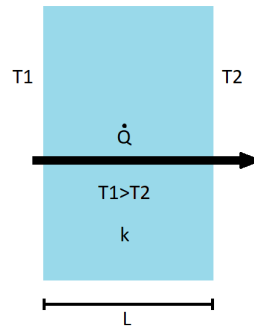


Figura 10 – Condução de calor.

2.5.2 Convecção

A convecção pode ser dividida entre convecção natural e convecção forçada. A convecção natural, como o próprio nome diz, ocorre sem interferência externa, e está relacionada ao tipo de transferência de calor entre um material sólido e um líquido ou gasoso.

Este fenômeno é causado pela diferença de densidade do fluido ou gás, devido ao gradiente de temperatura na superfície mais quente. Com base na figura 11, devido as diferenças de temperatura entre o sólido, fundo da chaleira aquecida e a água no seu interior, o líquido presente no fundo diminui a sua densidade devido ao seu aquecimento, induzindo forças que o levam para cima e ao mesmo tempo, a porção de fluido frio, é levada para baixo, gerando um movimento cíclico, (STENSMANN, 2002).

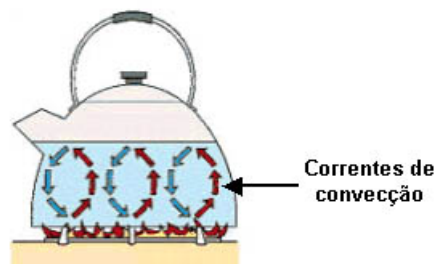


Figura 11 – Convecção da água em uma chaleira. Fonte: (STENSMANN, 2002)

O exemplo visto acima ocorre na natureza também, os ventos, as brisas marítima e terrestre e as correntes oceânicas podem ser explicados através da convecção, e este fenômeno é denominado correntes de convecção, devido ao movimento cíclico, (SIAS, 2008).

A convecção forçada se diferencia pela presença de uma fonte externa, um ventilador, uma bomba, ou uma outra máquina de fluxo causando o movimento do fluido próximo a superfície de troca de calor.

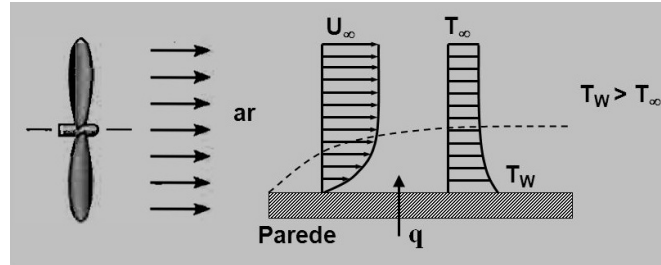


Figura 12 – Convecção forçada sobre uma placa plana. Fonte: (PIRANI, 2010)

Com o fluido em movimento sobre a placa plana apresentada na figura 12 é esperado que através da convecção forçada seja transferido uma maior taxa de calor, em comparação com a convecção pura.

O número de Nusselt é o principal parâmetro adimensional utilizado para calcular o calor transferido da superfície para o fluido, ou vice versa. O significado físico dele e sua fórmula são apresentados a seguir, (OLIVEIRA,).

$$Nu = \frac{\text{Fluxo por convecção}}{\text{Fluxo por condução}} = \frac{h\Delta T}{k\Delta T/L} \quad (2.2)$$

A convecção também pode ocorrer de forma mista, mas independente de ser forçada, natural ou mista, a taxa de calor transferida é calculada pela fórmula abaixo, conhecida como a lei do resfriamento de Newton.

$$\dot{Q}_{cv} = h_{cv}(T_s - T_f) \quad (2.3)$$

Onde \dot{Q}_{cv} é o fluxo de calor por convecção (W/m^2) e é proporcional a diferença de temperatura da superfície (T_s) e do fluido (T_f). O coeficiente de transferência de calor por convecção h_{cv} (W/m^2K) depende 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, (LAVINE, 2008).

Valores típicos do coeficiente de transferência de calor por convecção são apresentados na tabela a seguir.

Processo	Estado	h_{cv} (W/m ² K)
Convecção Natural	Gases	2-25
	Líquidos	50-1000
Convecção Forçada	Gases	25-250
	Líquidos	100-20000
Convecção com mudança de fase	Ebulição e condensação	2500-100000

Tabela 1 – Valores típicos de h . FONTE: (LAVINE, 2008)

2.5.3 Radiação

A radiação é a energia emitida por um material com temperatura não nula em qualquer forma física, (sólida, líquida ou gasosa) sob a forma de ondas eletromagnéticas ou fótons. A emissão de fótons pode ser atribuída a mudanças nas configurações eletrônicas dos átomos ou moléculas constituintes da matéria. Comparando com as duas formas de transferência de calor anteriores, a radiação não necessita de um meio material para se locomover, mas ela é transferida mais efetivamente no próprio vácuo, (LAVINE, 2008).

A radiação possui um grande espectro de aplicações no dia a dia. Por exemplo ela é emitida também para transferência de dados pelas antenas de televisão e rádio, para aplicações na área da saúde pelo raio X, ou no micro ondas para aquecer os alimentos. Mas o foco está na radiação térmica, e ela é emitida por qualquer corpo com temperatura superior ao zero absoluto, (GHAJAR, 2012).

A lei de Stefan-Boltzmann define um limite superior para o poder emissivo, que é dada pelo corpo negro. Considerando a superfície da figura 13 sendo um corpo negro, a sua energia liberada por unidade de área (W/m^2) possui a seguinte forma apresentada na equação (2.4), sendo T a temperatura absoluta (K) e σ é a constante de Stefan-Boltzmann ($\sigma = 5,6710^{-8}W/m^2K^4$), (LAVINE, 2008).

$$E = \sigma T^4 \quad (2.4)$$

Na realidade o fluxo térmico emitido por uma superfície é menor do que o emitido pelo corpo negro à mesma temperatura. Essa correção é feita através do coeficiente ϵ , que é uma propriedade radiante da superfície, conhecida como emissividade. Seus valores variam entre zero e um, (LAVINE, 2008).

$$E = \epsilon \sigma T^4 \quad (2.5)$$

A irradiação G provinda da vizinhança para uma superfície, como a apresentada pela figura 13, tem uma parte refletida e a outra absorvida. A energia absorvida gera uma mudança de temperatura no material, e assim como a emissividade é limitada entre zero e um para a energia emitida por radiação, a absorvidade α também é limitada entre zero e um e é conhecida como propriedade radiante da superfície, (LAVINE, 2008).

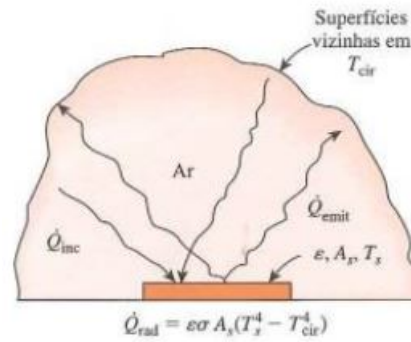


Figura 13 – Transferência de calor por radiação entre uma superfície e superfícies vizinhas, Fonte: (GHAJAR, 2012)

Considerando a figura 13, tem-se uma superfície com temperatura T_s em um ambiente com temperatura T_{cir} . Calor é irradiado para a superfície, uma parte é emitida e outra absorvida. Considerando $\alpha = \epsilon$ (superfície cinza), o balanço energético considerando apenas o fenômeno da radiação é dado pela seguinte fórmula.

$$\dot{Q}_{rad} = \frac{q}{A} - \epsilon E_n(T_s) - \alpha G = \epsilon \sigma (T_s^4 - T_{cir}^4) \quad (2.6)$$

A equação acima fornece a diferença entre a energia térmica que é liberada devido a emissão da radiação e a energia que é absorvida pelo material. Em um caso real, tratado no próximo parágrafo, a superfície do material transfere energia para o ambiente externo tanto pela radiação quanto pela convecção, e elas são combinadas quantitativamente por uma adição simples dos dois efeitos, (GHAJAR, 2012).

$$\dot{Q}_{rad} = \epsilon \sigma (T_s^4 - T_{cir}^4) + h_{cv}(T_s - T_{cir}) \quad (2.7)$$

Para o trabalho em questão, a estrutura contendo o tubo de revestimento do grão com a tubeira apresentada na figura 27, ganhará bastante energia térmica durante o processo de propulsão. A energia térmica é transmitida do fluido para os materiais através da convecção e da radiação, em seguida é transferida do interior para o exterior da geometria pela condução. No exterior, a superfície aquecida transferirá energia através da convecção e da radiação para o ambiente.

2.6 Equações governantes das simulações

As equações que regem os fenômenos abordados nas simulações são de grande importância a serem discutidos, pois será possível entender como os *softwares* realizam os cálculos durante as simulações dos processos de propulsão e de transferência de calor realizadas neste trabalho.

Com relação a simulação da transferência de calor, as equações que regem os processos computacionais foram descritas nos tópicos da transferência de calor, com as equações de Fourier, lei de resfriamento de Newton e a equação da radiação.

Considerando os processos da condução de calor e da convecção, a equação para a transferência de calor transiente em 3 dimensões utilizada no *software* para realização da simulação é apresentada a seguir. Esta equação foi modificada utilizando a abordagem transiente em 2 dimensões considerando a convecção e condução de calor presente no livro (LOGAN, 2012) para o caso em 3 dimensões presente neste trabalho.

$$\frac{\partial}{\partial x} \left(K_{xx} \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(K_{yy} \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(K_{zz} \frac{\partial T}{\partial z} \right) + Q = \rho c \frac{\partial T}{\partial t} + \frac{h_{cv} P}{A} (T - T_{\infty}) \quad (2.8)$$

Na qual K representa a matriz dos coeficientes de condução do material, P representa o perímetro em torno da área transversal A do objeto, ρ a densidade, c o calor específico e Q a matriz gerada pelos fluxos de calor. Todos eles possuem componentes nas 3 direções, x, y e z. Além dessas constantes estão presentes o coeficiente de convecção do meio ambiente h e a temperatura do ambiente T_{∞} , (LOGAN, 2012).

Para o escoamento do fluido, são descritas as equações fundamentais da dinâmica dos fluidos, que são regidas pelas leis universais da conservação da massa, do momento e da energia. A conservação da massa para os fluidos é garantida através da equação da continuidade. A conservação do momento é realizada com a aplicação da segunda lei de Newton para os fluidos nas três direções. E por fim a equação da energia é garantida com a aplicação da primeira lei da termodinâmica, (ANDERSON, 1997).

Com a finalidade de fechar o sistemas de equações discutidas acima, é necessário estabelecer uma relação entre as propriedades. Um exemplo dessa relação é realizada com a equação de estado do fluido que relaciona a Pressão P, temperatura T e densidade ρ , (ANDERSON, 1997).

Até então essas equação descritas são para um fluido uniforme, homogêneo e sem reações químicas. Para considerar este último, é necessário acrescentar a equação da continuidade para os elementos químicos e adicionar termos para contar com a difusão na equação da energia, (ANDERSON, 1997).

Para facilitar a aplicação das equações citadas acima no computador, elas são colocadas na forma de vetores. Para as equações de Navier Stokes, compressíveis nas coordenadas cartesianas, sem considerar as forças, difusão de massa, variação no tempo, reação dos elementos químicos ou adição de calor, as equações são discretizadas na seguinte forma para a aplicação do caso deste trabalho, (ANDERSON, 1997).

$$\frac{\partial \mathbf{E}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial z} = 0 \quad (2.9)$$

$$\mathbf{E} = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p - \tau_{xx} \\ \rho uv - \tau_{xy} \\ \rho uw - \tau_{xz} \\ (E_t + p)u - u\tau_{xx} - v\tau_{xy} - w\tau_{xz} + q_x \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv - \tau_{xy} \\ \rho v^2 + p - \tau_{yy} \\ \rho vw - \tau_{yz} \\ (E_t + p)v - u\tau_{xy} - v\tau_{yy} - w\tau_{yz} + q_y \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} \rho w \\ \rho uw - \tau_{xz} \\ \rho vw - \tau_{yz} \\ \rho w^2 + p - \tau_{zz} \\ (E_t + p)w - u\tau_{xz} - v\tau_{yz} - w\tau_{zz} + q_z \end{bmatrix}$$

Na qual a primeira linha corresponde com a equação da continuidade, da segunda à quarta linhas correspondem com as equações do momento e a quinta linha a equação da energia. Com as equações de Navier Stokes escritas nesta forma, se torna mais simples a codificação pelos *software* de simulação.

As velocidades do fluido são representadas pelas letras u , v e w . A energia total do sistema é dada por E_t e a pressão por p . Os valores τ_{ij} apresentados, correspondem aos valores das pressões viscosas do fluido em cada plano considerado, e pode ser obtida com a seguinte fórmula, (ANDERSON, 1997).

$$\tau_{ij} = \mu_t \frac{\partial V_i}{\partial d_j} \quad (2.10)$$

As variáveis d_j e V_{ij} correspondem as distâncias e velocidades em cada direção x , y e z . Os valores de q correspondem com a taxa de troca de calor entre as superfícies de controle. Para resolver esse sistema, ainda é necessário a consideração de 2 equações, a equação do estado explicada anteriormente e a equação da entalpia, dadas a seguir; (LOGAN, 2012).

$$\begin{aligned} p &= \rho RT \\ h &= c_p T \end{aligned}$$

O sistema pode ser resolvido com todas as 7 equações acima. Para o caso solucionado neste trabalho, as equações apresentadas não são suficientes para descrever o modelo, para isto, deve ser feito outras modificações nas equações.

A primeira seria na consideração das equações $k - \varepsilon$ para o modelo da turbulência, que será explicado na seção 3.4.2. Essa equação é utilizada para o cálculo da viscosidade turbulenta.

$$\mu_t = f \left(\frac{\rho k^2}{\varepsilon} \right) \quad (2.11)$$

A segunda corresponde a inclusão do modelo de combustão. Na qual é explicado no livro (ANDERSON, 1997), que devido a impossibilidade de considerar o fluido como caloricamente perfeito, o coeficiente específico do calor não é mais constante e portanto algumas modificações nas equações mencionadas anteriormente devem ser realizadas para levar em conta os elementos químicos e suas reações.

Dentre essas modificações, segundo explicado no livro Anderson (1997), assumindo que cada elemento químico obedeça a lei dos gases perfeitos, e seja termicamente perfeito, pode ser utilizado a equação do estado, considerando cada massa molar de cada elemento químico presente na reação, (ANDERSON, 1997).

$$\begin{aligned} p &= \rho \mathbf{R} T \\ \mathbf{R} &= \frac{R}{M} \\ M &= \left(\sum_{i=1}^n \frac{c_i}{M_i} \right)^{-1} \end{aligned}$$

Onde R é a constante universal dos gases ($R = 8314,34 \text{ J}/(\text{kg mol K})$), M é a massa molar da mistura dos gases e c_i a fração de cada elemento químico na mistura. A partir dessas considerações iniciais, é possível o cálculo da equação da continuidade dos elementos químicos para obter a vazão mássica, a taxa de reação dos elementos químicos. Para obtenção das outras equações, como a equação do momento, da energia e da entalpia, deve ser consultado outros métodos citados no capítulo 5 do livro (ANDERSON, 1997).

3 Metodologia

Neste capítulo será apresentado o desenvolvimento de todo o trabalho, incluindo os testes experimentais e as simulações realizadas no ANSYS[®]. No tópico dos testes experimentais, será descrito o projeto do motor de foguete híbrido, quais dados foram medidos no ensaio experimental e quais são utilizados para validação da simulação. Além disso são descritos os materiais de cada componente do motor e suas propriedades térmicas.

Na seção das simulações, são apresentados os modelos trabalhados, as suas funções e propósitos. Será abordada uma simulação do escoamento do fluido do motor durante a propulsão, levando em consideração o ambiente externo com as condições de temperatura e pressão presentes no laboratório de propulsão química. E também, através de alguns dados experimentais, é apresentada a simulação da transferência de calor para os materiais considerando uma parte deste motor e da tubeira durante um determinado intervalo de tempo.

3.1 Teste experimental

3.1.1 Parâmetros técnicos do motor de foguete híbrido

Os testes de bancada foram realizados utilizando o motor de foguete híbrido projetado pelo grupo de propulsão híbrida da UnB, apresentado no artigo ([SHYNKARENKO et al., 2015](#)). Neste tópico será brevemente apresentado como alguns requerimentos técnicos do motor foram obtidos para a sua construção.

Inicialmente este projeto determinou as características básicas do motor de foguete híbrido, considerando uma desaceleração impulsiva de 12,5kN.s. Foi calculado um empuxo médio de 1,0 kN, funcionando entre 12 e 20 segundos. Com base nesse tempo de operação e na experiência do grupo de pesquisa, foi determinado a escolha da parafina como combustível sólido e do óxido nitroso como oxidante, ([SHYNKARENKO et al., 2015](#)).

As características de performance citadas acima foram atingidas utilizando os dados da tabela 2 contendo os parâmetros de circulação do propelente. Estes dados foram obtidos através de simulações da balística interna do motor, ([SHYNKARENKO et al., 2015](#)).

Parâmetro	Massa [Kg]			Vazão Mássica [Kg/s]		
	C_nH_{2n}	N_2O	Total	C_nH_{2n}	N_2O	Total
Valor	0,700	4,540	5,240	0,058	0,380	0,437

Tabela 2 – Parâmetros de massa e fluxo de massa do motor utilizando parafina e óxido nitroso, FONTE: (SHYNKARENKO et al., 2015)

A configuração de uma porta simples e cilíndrica foi selecionada por causa da sua simplicidade no processo de desenvolvimento, a geometria do grão foi obtida com base no modelo apresentado no artigo (KARABEYOGLU,). Os dados geométricos da câmara de combustão foram calculadas através dos métodos de projeto de engenharia de motores de foguete. Para projetar a tubeira foi utilizado o método das características, (SHYNKARENKO et al., 2015).

3.1.2 Sistema de medição

A esquematização da bancada de teste incluindo o arranjo do sistema de medição é apresentada na figura 14, as principais funções de cada sensor e sondas são descritos na tabela 3. O sistema é composto por cinco subsistemas conectados por fios e por tubulações, dentre elas, câmara de combustão, controle do fluxo de oxidante, sistema de alimentação do oxidante, aquisição de dados do sistema e o sistema de extinção de incêndio. O último é responsável pelo desligamento do motor depois da propulsão, através da limpeza e resfriamento com o gás inerte depois do fechamento da válvula de oxidante, (SHYNKARENKO et al., 2015) .

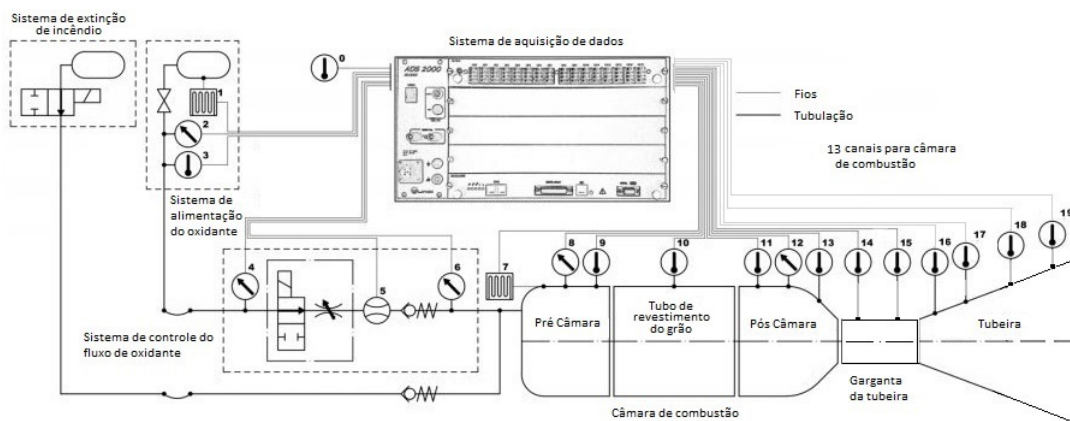


Figura 14 – Esquematização do sistema de aquisição de dados, Fonte: (SHYNKARENKO et al., 2015) Modificado pelo autor.

Na figura 14 estão presentes 2 termopares na pós câmara de combustão, mais especificamente na parte convergente da tubeira, 2 na garganta e 4 na tubeira. Os dados de temperatura analisados neste trabalho serão provenientes dos sensores 10 a 19, sem consi-

derar o sensor 12 que é de pressão. Estes dados serão utilizados para validar a simulação de transferência de calor.

Sensor/Sonda	Posição	Parâmetros medidos
Termopar tipo K	0	Temperatura ambiente
	3	Temperatura do oxidante
	9	Temperatura na pré câmara
	10	Temperatura no grão
	16-19	Temperatura na tubeira
Termopar tipo N	11	Temperatura no isolante
	13-15	Temperatura na parte convergente da tubeira
Célula de carga	1	Peso do tanque de oxidação
	7	Empuxo do motor
	2	Pressão no tanque de oxidante
Transdutor de pressão	4	Pressão na tubulação
	6	do oxidante
	12	Pressão na pós câmara
Sensor de pressão piezoelétrico	8	Pressão na pré câmara
Medidor de vazão	5	Fluxo de massa do oxidante

Tabela 3 – Propósito das medições, Fonte: (SHYNKARENKO et al., 2015)

Cada sensor tem um propósito diferente neste experimento, a medida do termopar na posição 0, mede a temperatura ambiente para ser utilizado como ponto de referência para a distribuição de temperatura dos outros termopares. Na posição 3 o termopar obtém o estado do oxidante. Nas posições 9,10,11 e de 13 a 19, são termopares em diferentes posições no motor. A sonda 1 é utilizada para monitorar o fluxo de massa do oxidante e a célula de carga na posição 7 serve para estudar a performance do motor, monitorando o empuxo. A sonda na posição 2 faz a análise do estado do oxidante, a número 4 e 6 controlam a perda de carga na válvula. Nas posições 8 e 12 os sensores tem a função de obter o controle da pressão no motor. Na posição 5 ocorre o controle da operação da válvula através da medida do fluxo de massa do oxidante.

3.1.3 Apresentação do modelo do foguete híbrido

O motor de foguete híbrido na qual foi realizado o ensaio experimental, é apresentado na figura 17. Ele foi projetado com o objetivo de ser bem versátil e não oferecer dificuldades na sua montagem, diminuindo o tempo de preparo da bancada antes dos testes.

Esse motor foi projetado em módulos, que podem ser vistos na figura 15. A pré-câmara, o tubo de revestimento do grão, e o extensor possuem partes com diferentes comprimentos. As outras partes são conectadas nesses módulos, (SHYNKARENKO et al., 2015).

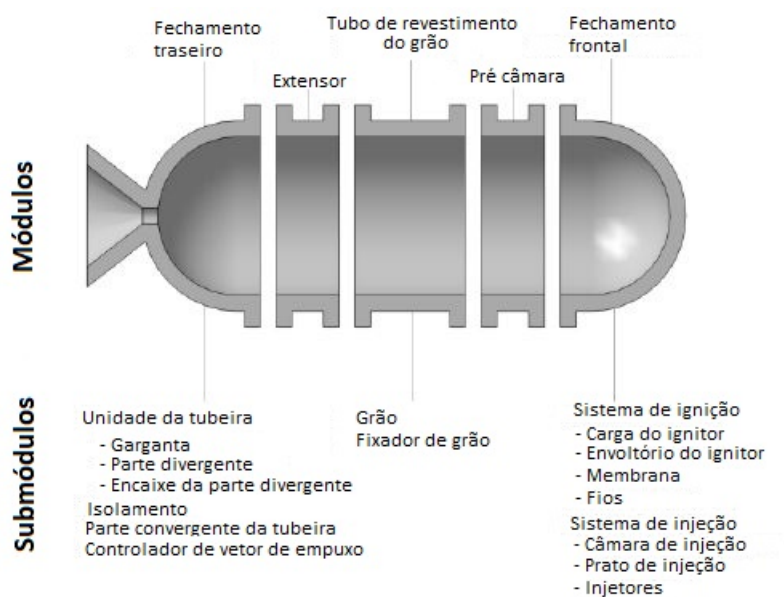


Figura 15 – Módulos e submódulos do motor de foguete híbrido, Fonte (SHYNKARENKO et al., 2015) traduzido pelo autor.

Estes módulos podem ser montados diretamente na bancada de testes por partes, ou serem montados antes e instalados na bancada. Também podem ser montados ao mesmo tempo por mais de uma pessoa. Para simplificar a instalação dos componentes, em uma das faces de cada módulo há uma conexão macho, e na outra uma conexão fêmea, (SHYNKARENKO et al., 2015).

Na figura 17 está presente a visão transversal do CAD do protótipo do motor na qual o experimento foi realizado. Estão especificados além do motor, a sua instalação na bancada de testes através das braçadeiras e dos parafusos.

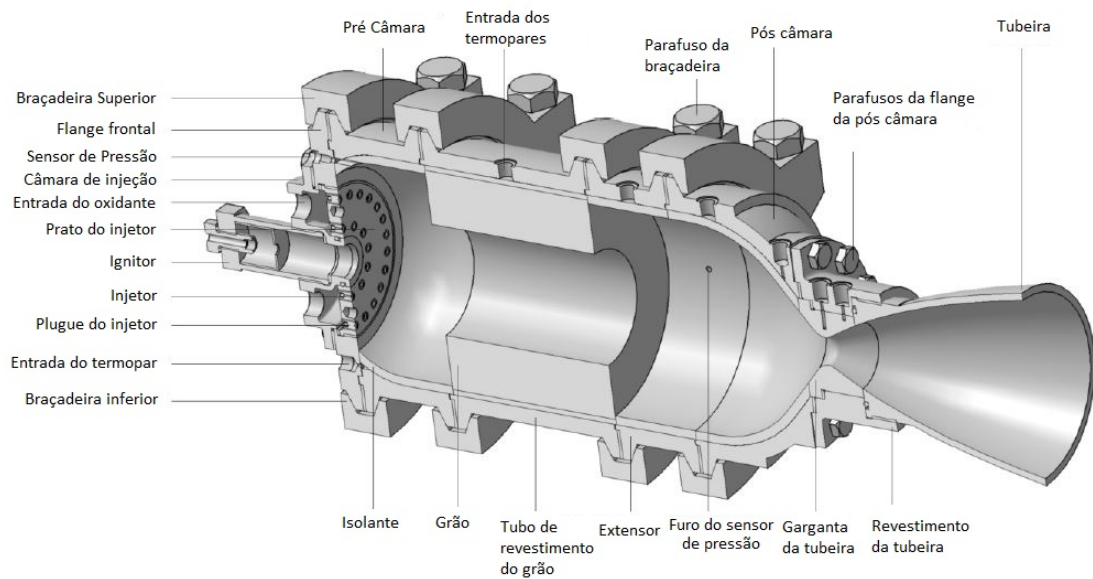


Figura 16 – Projeto do motor de teste, Fonte: (SHYNKARENKO et al., 2015) traduzido pelo autor.

Os injetores são instalados na flange frontal conectada por parafusos. Este prato possui 24 furos externamente com diâmetro de 2 mm e 12 furos internamente com 1 mm de diâmetro. Nestes furos são instalados os injetores ou os plugues dos injetores, sendo totalmente possível a mudança do padrão da injeção do oxidante durante o processo de combustão. Um exemplo de padrão de injeção é apresentado na letra B da figura 16. O padrão utilizado de injeção para o ensaio experimental considerado possui 11 injetores externamente e 5 injetores internamente.

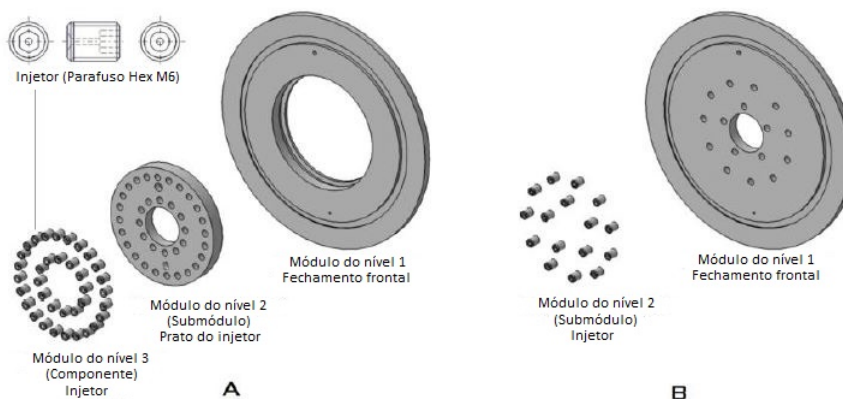


Figura 17 – Componentes do sistema de injeção: A – configuração geral; B – Configuração utilizada durante o teste de bancada., Fonte: (SHYNKARENKO et al., 2015)

Como não há a necessidade da desmontagem/montagem do sistema de injeção, este é preso na frente por parafusos. O prato de injeção também possui um buraco no meio, que serve para instalação de um sistema de ignição e também oferece uma conexão para a instalação de uma célula de carga, posicionada na posição 7 da figura 14.

No teste porém não foi utilizado o extensor e o ignitor central. Para ignição do motor são utilizados um par de fios elétricos, soldado nas 2 pontas, essas pontas são colocadas em uma massa de propelente, que é feito de nitrato de potássio e açúcar. Ela é utilizada com bastante sucesso há bastante tempo devido a sua facilidade de produção, é relativamente segura e oferece uma rápida resposta de ignição do motor, (NAKKA'S,). Com a ligação dos fios seguida da válvula de oxidante, inicia-se o processo de combustão nos foguetes híbridos. Este tipo de ignição é bastante comum em mini foguetes sólidos pela sua praticidade.

A tubeira é facilmente instalada devido ao revestimento da tubeira em formato cilíndrico, que oferece como guia quando instalada e também por ser enroscada. Como os testes são realizados em ambiente atmosférico, normalmente não é utilizado a tubeira. Neste caso uma bucha é enroscada para proteger as partes internas do revestimento da garganta dos gases quentes provenientes da propulsão, (SHYNKARENKO et al., 2015).

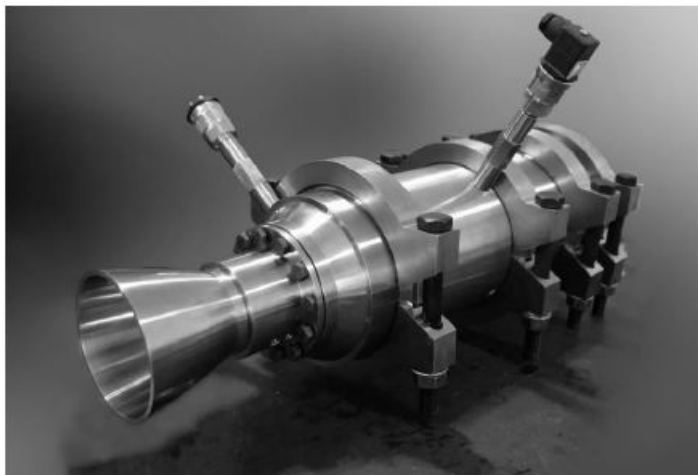


Figura 18 – Motor Montado, Fonte: (SHYNKARENKO et al., 2015)

O motor montado é exibido na figura 18. Nota-se que não há inserção para instalação dos termopares 16 a 19 que foram utilizados no teste experimental. Para essas leituras de dados foi realizado uma adaptação para manter esses termopares em contato com alguns pontos na tubeira durante o processo de propulsão.

Essas adaptações são apresentadas na figura 19, nela estão presentes as distâncias entre os termopares e a suas posições na tubeira. Os seus cabos foram firmados com alguns fios e com uma broca de serra do tipo tico tico, que é apoiada em outros termopares anteriormente instalados. Após este processo foi utilizado um silicone termo resistente

para manter o contato do termopar na tubeira, mesmo com a vibração causada pela propulsão.

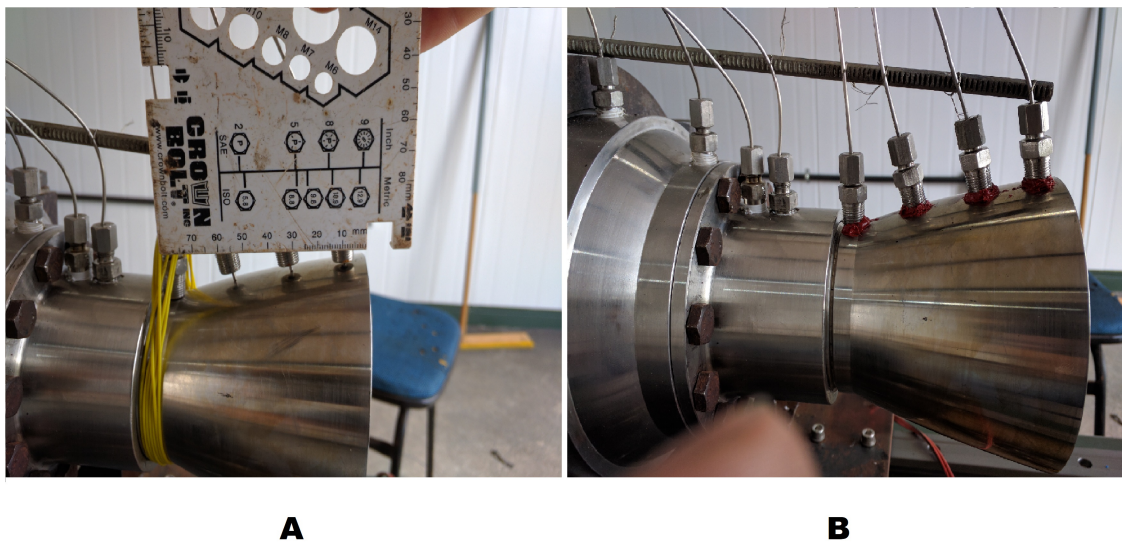


Figura 19 – Instalação dos termopares na tubeira. A: Posicionamento dos termopares, B: Termopares fixados com silicone.

3.2 Materiais

Na escolha dos materiais para todos os componentes desse propulsor, foram feitas várias análises com base nas suas características físicas, como resistência a corrosão e alta temperaturas de aplicação na presença do meio oxidativo da atmosfera. A princípio a liga de aço AISI 310 foi selecionada como material base para os componentes estruturais baseados nas propriedades acima citadas, (SHYNKARENKO et al., 2015).

Porém alguns componentes foram fabricados com a liga de aço 304 L devido aos altos custos da liga de aço 310. Entre eles os componentes protegidos com o isolante ou com grão de parafina, e também, os componentes que não serão frequentemente utilizados como os tubos do extensor e da pré câmara, (SHYNKARENKO et al., 2015).

Devido a menor temperatura de serviço do aço 304 L em comparação com o aço 310, o primeiro possui 925°C e o último 1150°C (MATWEB, 1996), e a sua rara utilização nos testes experimentais, a liga de aço 310 foi selecionada para a tubeira. Ela foi utilizada para o teste experimental.

Os isolantes utilizados na pré câmara e no tubo de revestimento do grão são de Celeron. O Celeron é uma resina fenólica reforçada com algodão fabricado e manufaturado pressionado sobre alta temperatura, (VEDAX, 2010).

Para a parte convergente da tubeira, normalmente é utilizado também o Celeron, mas no teste realizado para este trabalho, foi utilizada a borracha de silicone (“Silicone Rubber”). Esta possui temperatura máxima de operação de 315°C, (MATWEB, 1996).

Abaixo na figura 20 é apresentado a visão transversal do motor a partir do tubo de revestimento do grão, contendo os materiais dos componentes presentes durante o ensaio experimental.

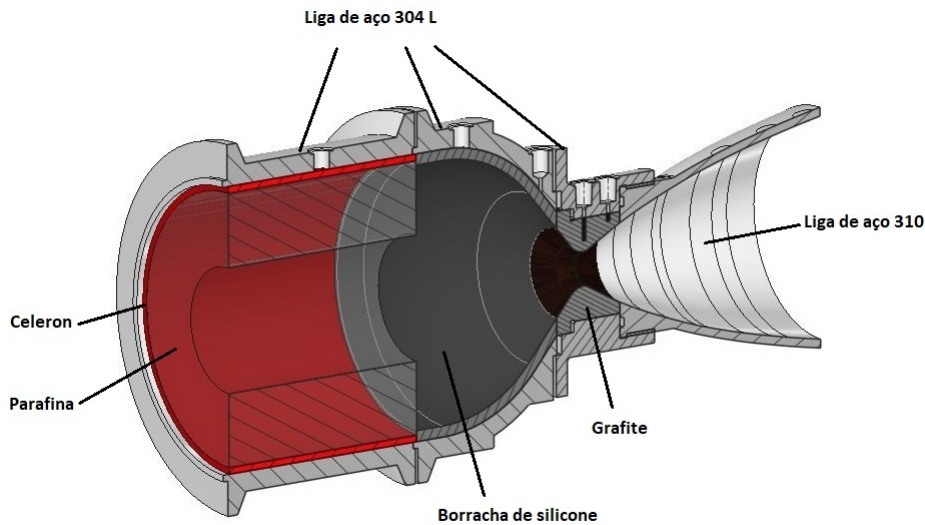


Figura 20 – Materiais considerados para a simulação de transferência de calor.

Este mesmo motor foi considerado para a simulação da transferência de calor, sem considerar a parafina. A consideração da parafina é feita apenas na simulação do processo de propulsão.

Os valores das propriedades dos materiais do motor estão presentes na tabela 4. Estes valores foram considerados durante a simulação de transferência de calor.

	Materiais	Densidade [kg/m^3]	Calor específico [$J/kg^{\circ}C$]	Condutividade [$W/m^{\circ}C$]	Temperatura máxima de serviço [$^{\circ}C$]
1	Liga de aço 310	8000	500	15,2	1150
2	Liga de aço 304L	8000	500	14,2	925
3	Grafite	2250	1732	24	3650
4	Borracha de silicone	1290	789	1,64	315
5	Celeron	1350	1464,4	0,35	125

Tabela 4 – Propriedades dos materiais, Fontes: (1), (2), (3) e (4) estão em (MATWEB, 1996), (5) estão disponíveis em (VEDAX, 2010) e (INCONPLAST, 2017)

3.3 Simulação da transferência de calor

3.3.1 Procedimentos para resolução do problema

No teste experimental foram obtidos, através dos sensores, todos os dados presentes na figura A ao longo do tempo. Os valores que serão tratados nesta simulação dizem respeito aos termopares 10 a 19 na figura 14 (com exceção do sensor 12, pois este mede pressão).

Para realização da simulação da transferência de calor, foi utilizado o método inverso descrito em MEHTA (1981). Este procedimento se resume na atribuição de valores para o fluxo de calor, afim de se obter uma curva de temperatura semelhante as obtidas experimentalmente pelos termopares.

Com o método inverso, é possível obter os fluxos de calor e também as temperaturas nas paredes internas do material durante a propulsão pelo método iterativo presente no esquema 21. Com este método, a partir da atribuição de um valor inicial, a cada iteração seguinte ocorrerá a convergência do resultado. Devido a essas vantagens, ele foi escolhido para resolução do modelamento numérico da transferência de calor do fluido para os materiais da tubeira.

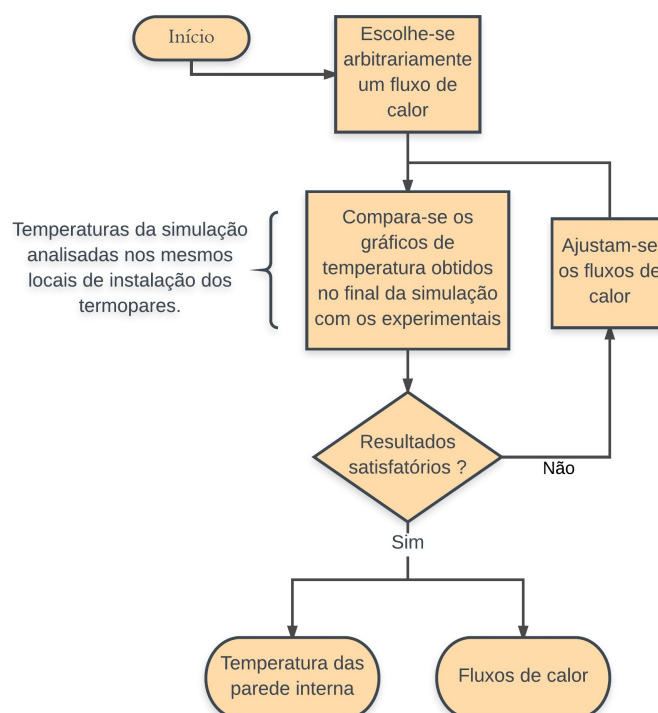


Figura 21 – Procedimento realizado para simulação de transferência de calor.

As localização dos termopares estão ilustrados na figura 14, na esquematização dos sensores na bancada de testes. Para a simulação eles são enumerados de 1 a 9, e possuem as seguintes distâncias relativas entre si, apresentados na figura 22.

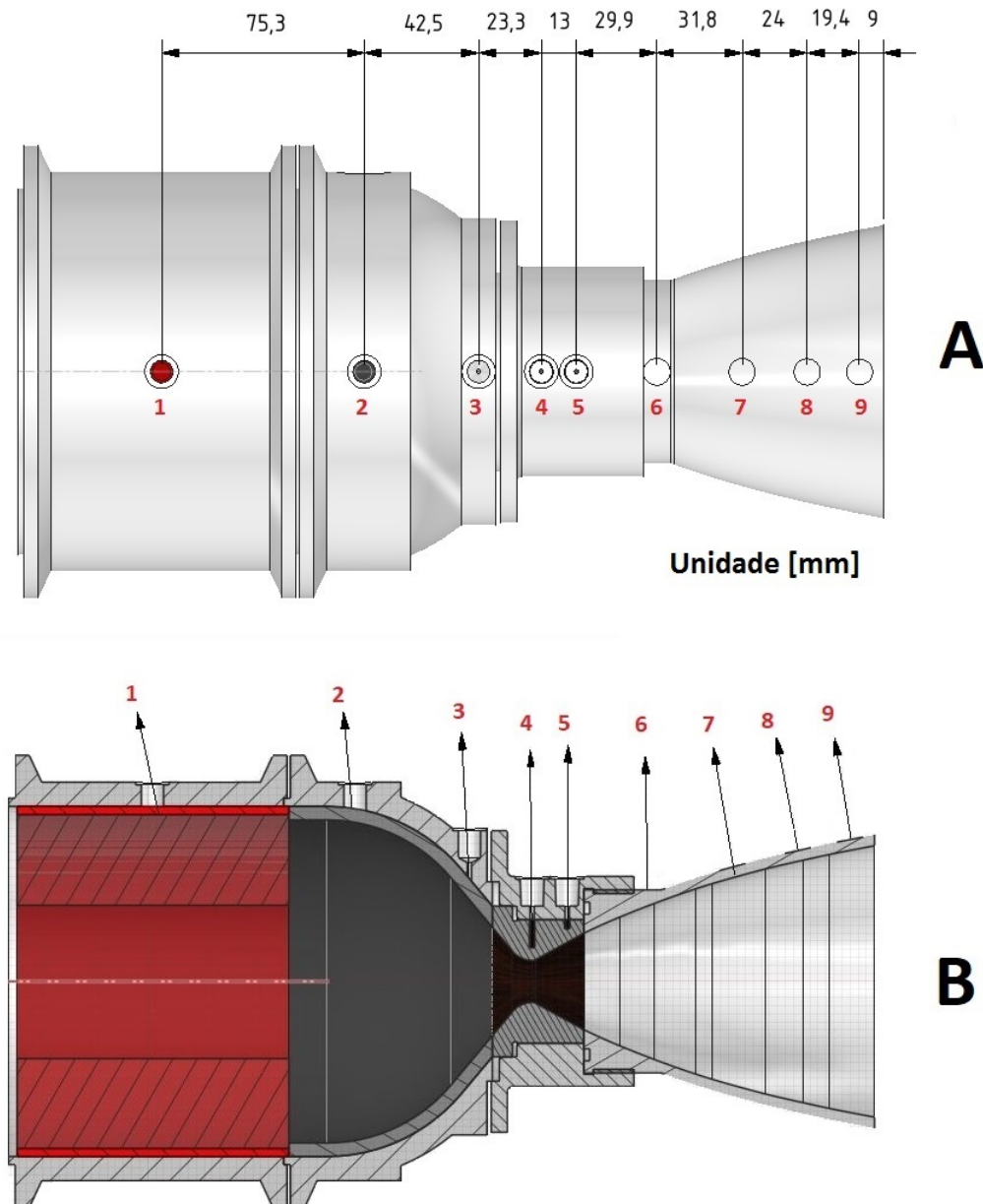


Figura 22 – Seção do motor utilizada para simulação. A – Posicionamento dos termopares, B – Seção transversal com os pontos de medidas do termopar.

O teste de propulsão durou em torno de 13 segundos, entre 0,5 a 13,5 segundos. Isso é comprovado devido a duração da variação da pressão na câmara de combustão, presentes na figura 23. Esses valores de pressão, serão comparados na próxima simulação do processo de propulsão na câmara de combustão. Para essa parte do trabalho, só há o interesse na duração deste processo.

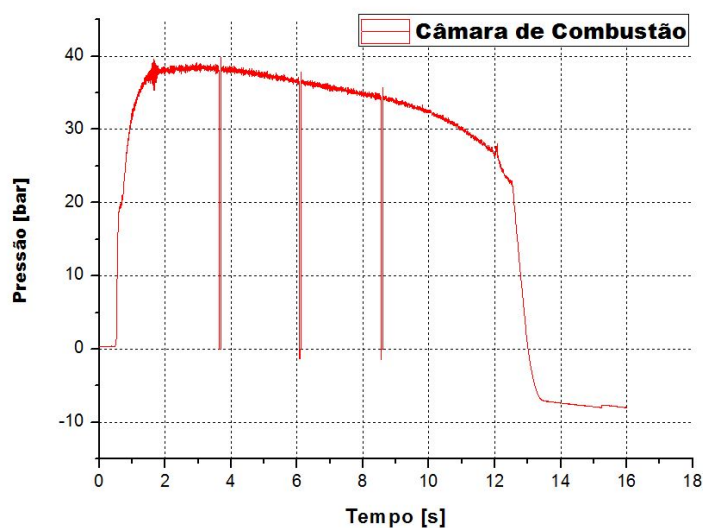


Figura 23 – Pressão dentro da câmara de combustão.

A distribuição de temperatura obtidas experimentalmente pelos termopares 1 a 9 são apresentados na figura 24. Algumas correções feitas sobre esses gráficos serão explicadas a seguir. Baseado nessas curvas de temperaturas em seus determinados pontos, foram obtidos os valores correspondentes dos fluxos de calor nessas regiões.

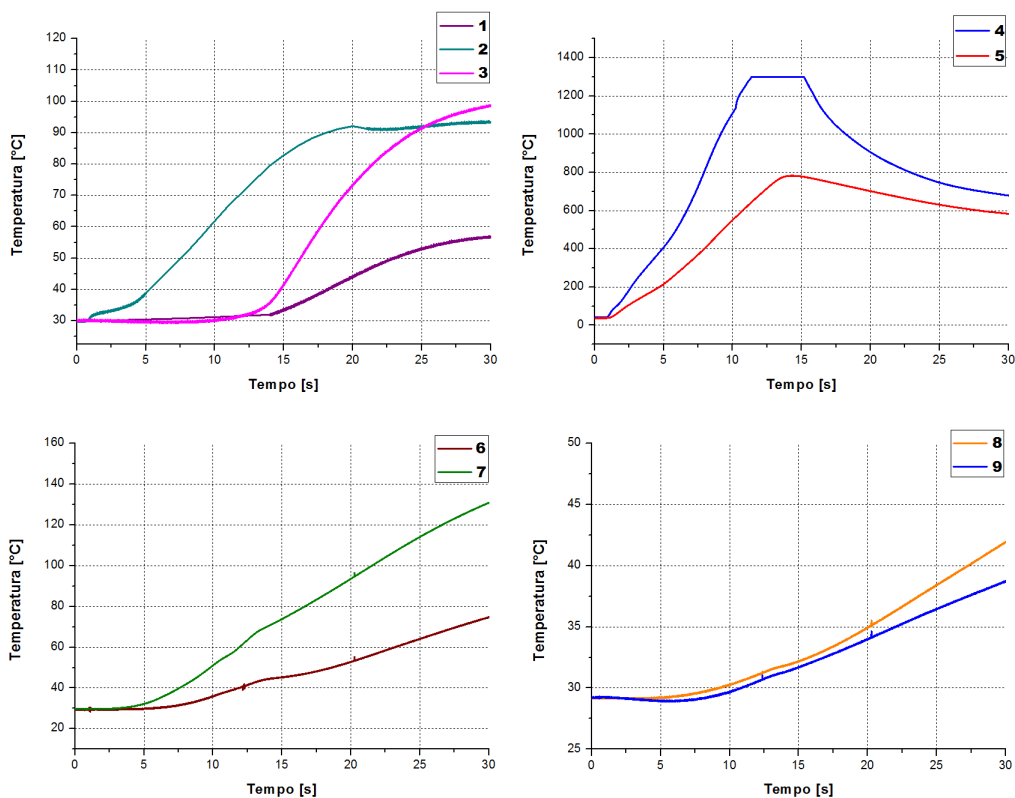


Figura 24 – Curvas de temperaturas obtidas experimentalmente.

Para os termopares 1 e 2 foram realizadas aproximações das suas medidas, para ignorar os ruídos e compensar os erros de medições. Como pode ser visto na figura 25, o termopar 1 apresenta ruído durante todo o processo de combustão, com isso, foi feita uma filtragem desse ruído, aproximando o gráfico resultante por uma equação de segundo grau crescente, apresentado na figura 24.

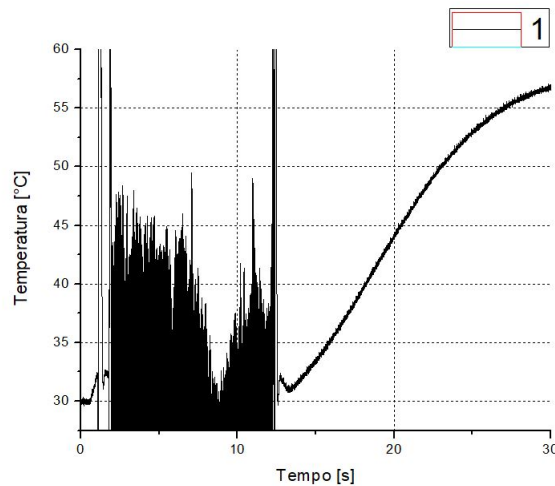


Figura 25 – Medidas experimentais obtidas para o tubo de revestimento do grão.

O termopar 2 apresenta um pico de temperatura entre 10 e 18 segundos, apresentada na curva de cor laranja na figura 26 que pode ser desprezado. Essa aproximação é realizada com base em um teste realizado em 29 de junho de 2015. Neste teste, foi obtido para este mesmo termopar uma distribuição mais suave da temperatura, como pode ser visto na figura 26 na curva de cor preta, comprovando portanto, que o pico de temperatura é realmente um erro de medição e a sua correção se torna aceitável.

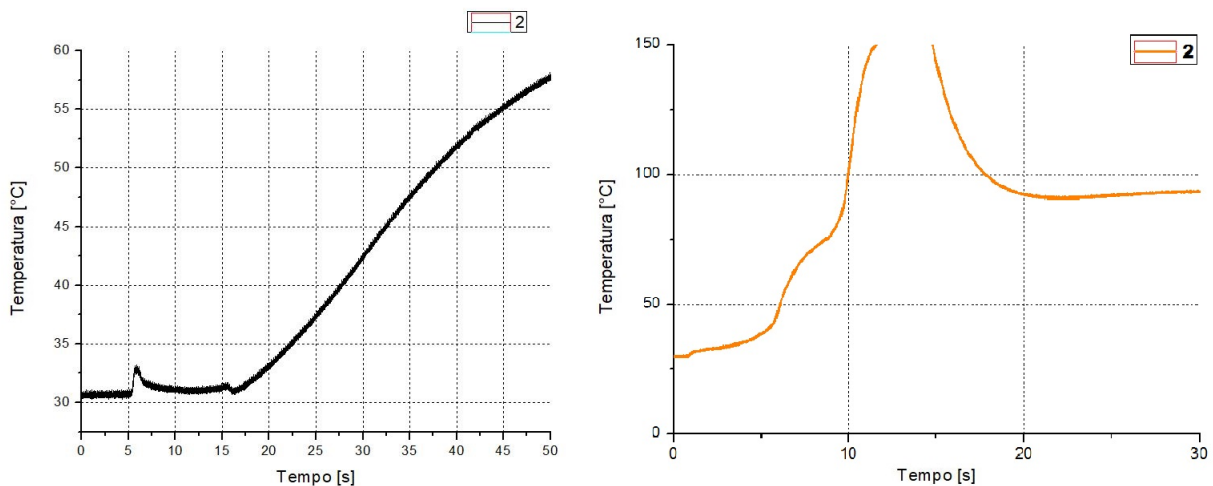


Figura 26 – Variação da temperatura do termopar 2 em um teste anterior e atual.

O termopar 4, atinge entre os tempos de 10 e 15 segundos a sua temperatura máxima de operação de 1300°C. Como pode ser visto, a curva de temperatura tem tendência crescente antes de atingir os 1300°C, portanto, é esperado uma temperatura de pico maior que este valor na garganta da tubeira. Os outros termopares possuem distribuições suaves de temperatura.

A partir de 13 segundos inicia-se o processo de resfriamento estrutural. O sistema de extinção de incêndio abre a válvula do gás inerte para resfriamento. Para este sistema é utilizado normalmente o nitrogênio, ou na sua falta o próprio óxido nitroso. Isso porque não há mais parafina para ser queimada, e portanto, ele também pode ser utilizado para evitar que a estrutura se deteriore termicamente, realizando o seu esfriamento.

3.3.2 Configuração da simulação

Para esta simulação foi utilizado o *software Transient Thermal* na plataforma workbench do ANSYS®. Nesta plataforma foi possível realizar a simulação transiente de transferência de calor, ou seja, simular as variações de temperatura e fluxos de calor ao longo do material nos primeiros 30 segundos de operação, sendo 13 de propulsão e 17 de resfriamento, aproximadamente.

A parte interna da geometria utilizada durante a simulação está apresentada nas figuras 20 e 22, com exceção apenas da parafina, que não foi considerada para a simulação. A parte externa é apresentada na figura 27. Os materiais foram selecionados para cada peça do motor, como apresentados na figura 20 anteriormente.

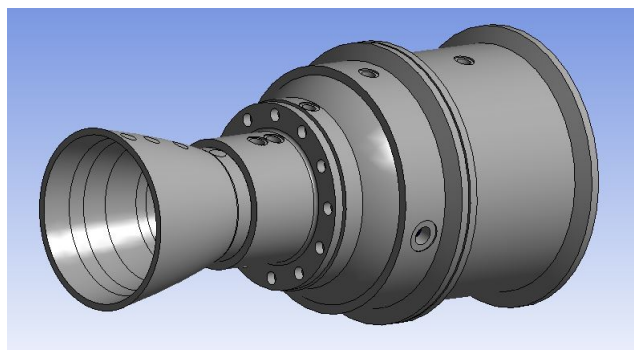


Figura 27 – Geometria 3D do motor de foguete híbrido considerada para este trabalho.

As marcações para realização das medidas de temperaturas foram realizadas na tubeira e nos pontos de contatos dos termopares no grafite, no Celeron e na borracha de silicone, através da ferramenta “Face Split”.

Algumas divisões foram realizadas na parte interna do motor, como podem ser visto nas figuras 22 ou 20, com a mesma ferramenta “Face Split” utilizada para marcações dos termopares. Essas divisões foram realizadas devido a necessidade em aplicar diferentes fluxos de calor em cada trecho.

3.3.3 Malha

A malha realizada para esta geometria é apresentada na figura 28, ela apresenta 242137 elementos e foi satisfatória para obter resultados com boa qualidade e de forma rápida

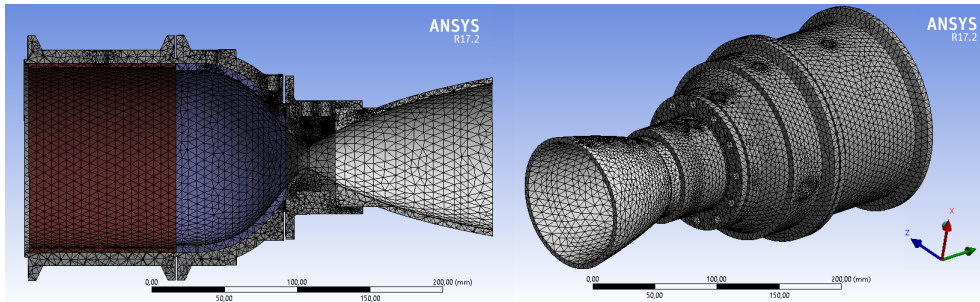


Figura 28 – Malha utilizada

Para a geração da malha foram utilizados os métodos SOLID87, SURF152, SOLID90, CONTA174 e TARGE170. O método do SOLID87 é utilizado para simulações transientes de transferência de calor, os fluxos de calores são aplicados diretamente nas faces do tetraedro apresentado na figura abaixo. Como resultado, é obtido no final da simulação as temperaturas nos nós, (ANSYS, 2017).

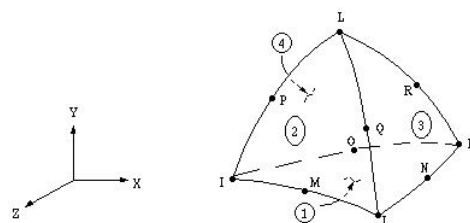


Figura 29 – SOLID87 3-D tetraedro sólido com 10 nós térmicos, Fonte: (ANSYS, 2017).

Já o método SOLID90 possui 20 nós e um grau de liberdade, que seria a temperatura, esse elemento pode ter 3 formas como apresentado na figura 30, tetraedro, pirâmide ou prisma. Assim como o SOLID87, ele também resolve problemas transientes de calor e os fluxos de calor são aplicados na face, obtendo as temperaturas como resultado em cada um dos 20 nós do elemento, (ANSYS, 2017).

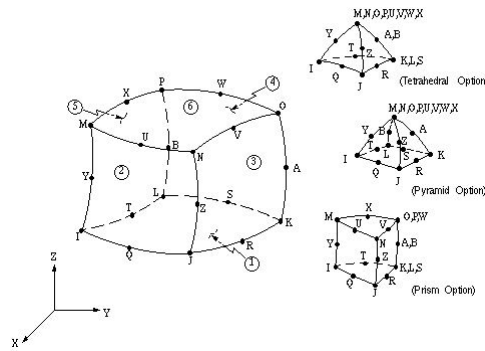


Figura 30 – SOLID90 3-D sólido com 20 nós térmicos, Fonte: (ANSYS, 2017).

A técnica SURF152 deve também ser utilizada para problemas com 3 dimensões de transferência de calor. O elemento é formado entre 4 a 9 nós e pelo seu material constituinte. Um nó extra pode ser utilizado para os efeitos da convecção e radiação. A convecção e os fluxos de calor são aplicados como carga na superfície do elemento. Os resultados são apresentados nos nós dos elementos, (ANSYS, 2017).

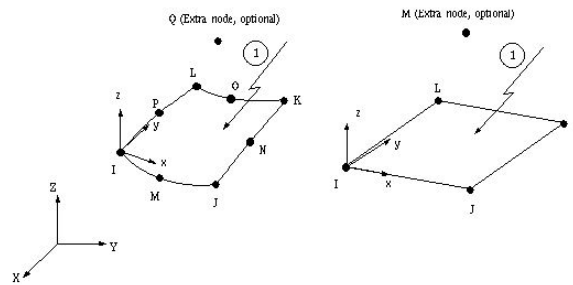


Figura 31 – SURF152 3-D Superfície do elemento térmico, Fonte: (ANSYS, 2017).

O recurso TARGE170 é utilizado nas geometrias com mais de uma peça como elemento de contato. Este método possui um par associado que divide as propriedades e os resultados pelo seu par. Vários elementos de contato podem dividir uma mesma superfície TARGE170, (ANSYS, 2017).

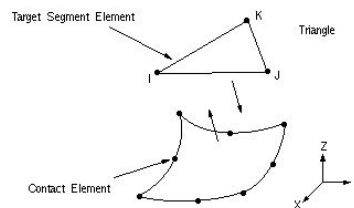


Figura 32 – TARGE170 Target elemento de superfície, Fonte: (ANSYS, 2017).

CONTA 174 pode ser o par associado com TARGE170 mencionado anteriormente, eles dividem as propriedades constituintes do material em contato. Cada um dos seus nós possuem 3 graus de liberdade, que seriam os deslocamentos nas direções x, y e z, (ANSYS, 2017).

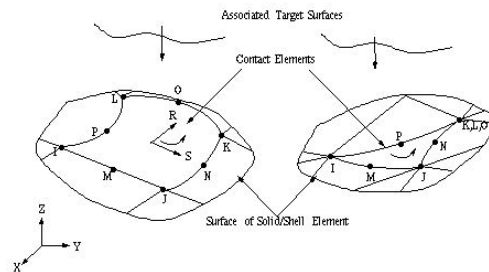


Figura 33 – CONTA174 3-D Contato entre 2 elementos (8 nós), Fonte: (ANSYS, 2017).

A simulação foi realizada considerando 22 passos entre 0 e 30 segundos para obter uma boa discretização da curva de temperatura. Com isso foi possível através do método inverso, obter uma boa comparação entre as curvas de temperaturas da simulação com a experimental.

3.3.4 Condições de contorno

Foi considerado para o exterior do motor de foguete híbrido os efeitos da convecção e da radiação. O motor estava em um ambiente com atuação da convecção que possuía um coeficiente de convecção do ar de $10 \text{ W/m}^2\text{K}$, de acordo com a tabela 1 para convecção natural. Além disso, foi considerado para o exterior do motor e da tubeira a radiação das ligas de aço como sendo aço polido, com emissividade de 0.07 de acordo com (TOOLBOX, 2017).

Como condição de contorno foram aplicados diferentes fluxos de calor nos trechos situados de 1 a 10 na figura 34. Estes fluxos inicialmente foram aleatórios e a partir da comparação dos resultados simulados com os experimentais, os valores de fluxos de calor foram reajustados seguindo a metodologia do método inverso apresentado na figura 21.

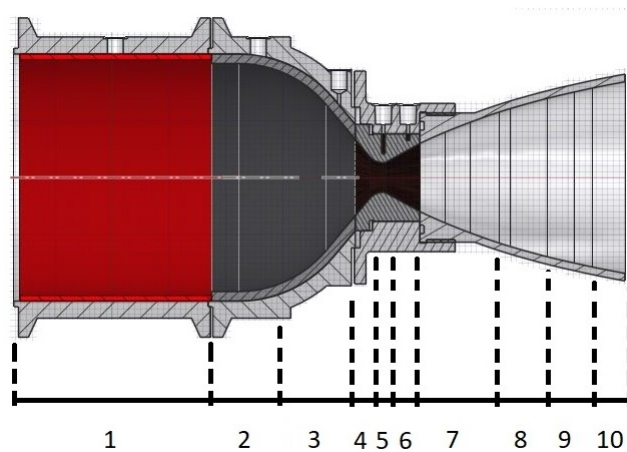


Figura 34 – Trechos de aplicação dos variados fluxos de calor.

As distâncias entre as zonas foram escolhidas de modo a ter a melhor análise dos resultados possível, com curvas de temperaturas mais contínuas. Os fluxos de calores obtidos para cada zona presente na figura 34, é apresentado na tabela a seguir.

Zona 1								
T [s]	0-14,7	14,8-19,8	19,9-23,5	23,6-30				
Q [W/mm ²]	1,8e-3	4,8e-2	-1.3e-2	1e-2				
Zona 2								
T [s]	0-5	5,1-10	10,1-15	15,1-30				
Q [W/mm ²]	2e-2	6e-2	4e-2	3,5e-2				
Zona 3								
T [s]	0-14,6	14,7-18	18,1-22,5	22,6-28	28,1-30			
Q [W/mm ²]	0	0,17	6,5e-2	4,6e-2	3,2e-2			
Zona 4								
T [s]	0-1	1,1-6,1	6,2-8	8,1-13,8	13,9-30			
Q [W/mm ²]	0	1	1,8	2,6	7,5e-2			
Zona 5								
T [s]	0-1	1,1-6,1	6,2-8	8,1-10	10,1-13,8	13,9-15	15,1-20	20,1-30
Q [W/mm ²]	0	2	3,2	5,6	5	0,15	0,13	0,115
Zona 6								
T [s]	0-1	1,1-6,1	6,2-10	10,1-14,5	14,6-20	20,1-23	23,1-30	
Q [W/mm ²]	0	1,3	2,5	3,7	1,65	1,25	1	
Zona 7								
T [s]	0-7,4	7,5-14	14,1-17	17,1-30				
Q [W/mm ²]	0	4e-2	1e-2	3,4e-2				
Zona 8								
T [s]	0-6,95	7,05-13	13,1-30					
Q [W/mm ²]	5e-5	7,2e-2	7,5e-2					
Zona 9								
T [s]	0-9	9,1-30						
Q [W/mm ²]	0	-6e-3						
Zona 10								
T [s]	0-10,2	10,3-30						
Q [W/mm ²]	0	8,8e-3						

Tabela 5 – Fluxos de calor em cada zona obtidos pelo método inverso.

Com esses fluxos de calor aplicados como condição inicial na simulação da transferência de calor, foi obtido o resultado final. A convergência da simulação foi constatada através da análise dos dados de forma gráfica realizada no programa Origin Pro.

3.3.5 Considerações realizadas

1. O exterior do motor de foguete híbrido estava em um ambiente com atuação da convecção e da radiação.
2. A temperatura inicial de todo o motor de foguete híbrido e da tubeira foi de 29,5°C.
3. As propriedades dos materiais são constantes e não dependem da temperatura.
4. Foram desconsiderados nesta simulação os efeitos dos elementos químicos na transferência de calor e de ablação dos materiais durante a propulsão.
5. Com a aproximação dos resultados das temperaturas simuladas com as experimentais, é concluído que os fluxos de calor e a temperatura das paredes internas ao longo do tempo em cada trecho foram obtidos e estão corretos.
6. Foram desconsiderados dos gráficos de temperaturas obtidas experimentalmente as regiões com a presença de ruído ou picos, justificando os como sendo falhas de medições durante o teste de bancada.

3.3.6 Resultados

Através do método inverso foram obtidos os fluxos de calor e as temperaturas das paredes internas do motor de foguete híbrido. As distribuições de temperaturas calculadas pela simulação foram comparadas com as medidas durante o teste de bancada de forma gráfica, e são apresentadas na figura 35.

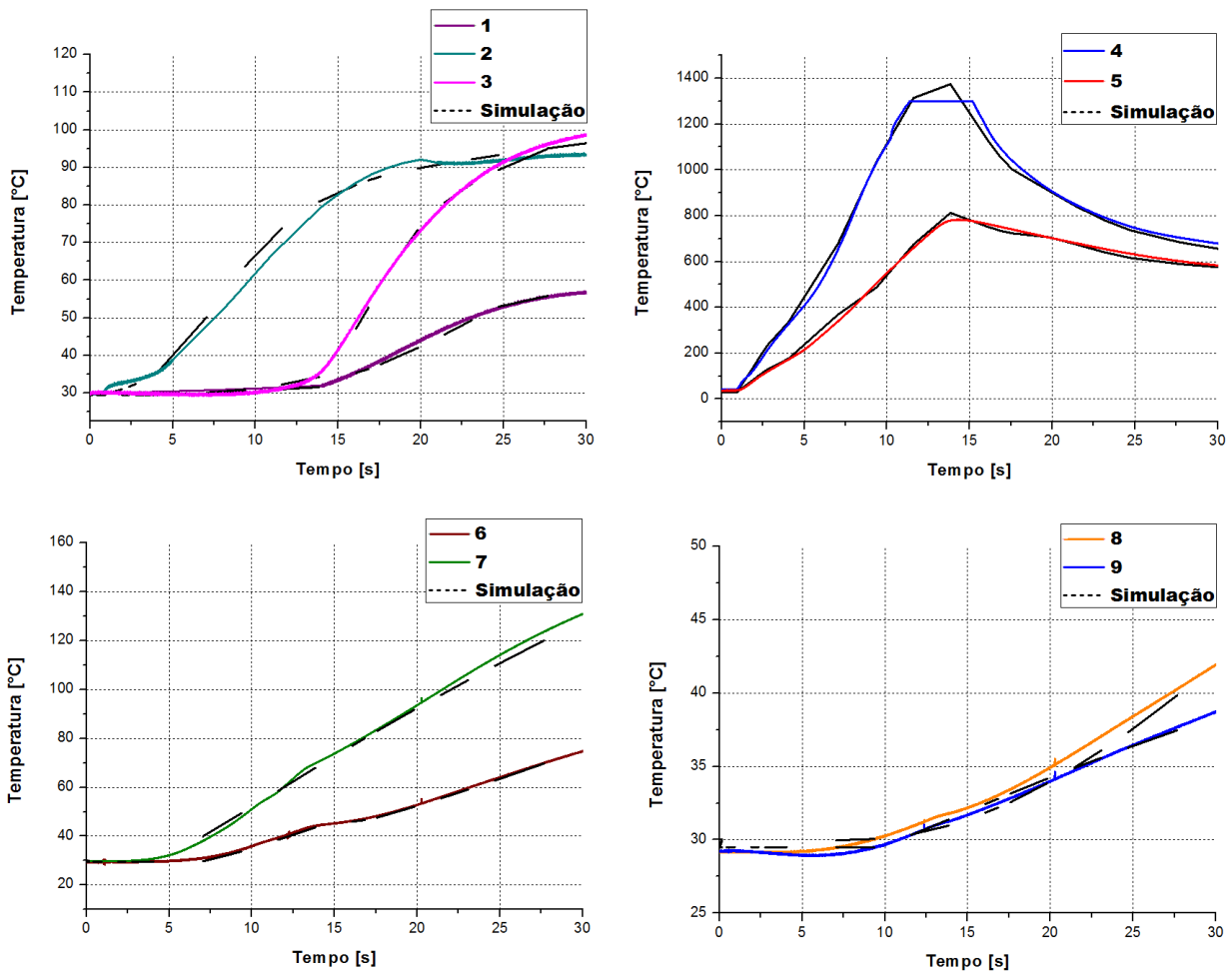


Figura 35 – Curvas de temperaturas experimentais e simuladas.

É constatado que durante os 30 segundos os dados simulados coincidem com os dados experimentais. Com isso após algumas iterações, a aplicação do método inverso foi concluída. Os fluxos de calor obtidos por este processo, foram apresentados na tabela 5. Os erros médios comparando as temperaturas simuladas com as experimentais durante esses 30 segundos, foram obtidos através da equação (3.1) e estão presentes na tabela 6. Onde n é o número de passos considerados para cada trecho e j corresponde ao termopar analisado, tanto experimentalmente quanto na simulação.

$$e_{\text{médio}_j} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \left(\frac{|T_{\text{termopar}_{ji}} - T_{\text{simulação}_{ji}}|}{T_{\text{termopar}_{ji}}} \right) \quad (3.1)$$

	Erro médio da simulação [%]	Erro máximo [%]
1	0,20	0,6
2	0,58	1,5
3	0,23	0,65
4	1,65	5,1
5	2,18	6,5
6	0,17	0,48
7	0,47	0,95
8	0,19	0,35
9	0,08	0,18

Tabela 6 – Erros de medição dos termopares simulados com os experimentais.

As temperaturas da parede interna também foram obtidas durante este intervalo. Neste trabalho é apresentado apenas esses valores no final da propulsão e no final do período analisado de 30 segundos.

Foi observado que após a propulsão no teste de bancada, ocorreu ablação na parte final da borracha de silicone. Isso é explicado a seguir com base na distribuição de temperatura no fim do processo da propulsão.

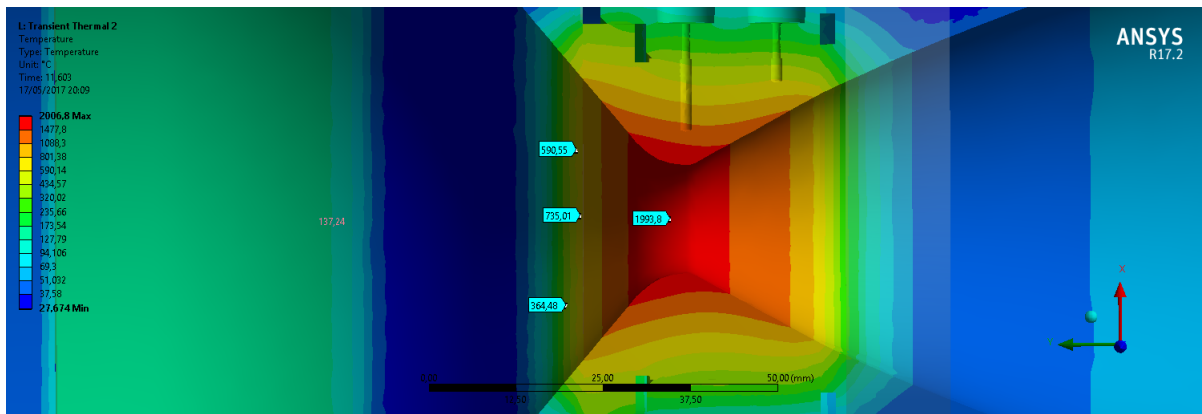


Figura 36 – Temperatura na garganta e na parte final da borracha de silicone.

Segundo a tabela 4, a temperatura máxima de serviço da borracha de silicone, é de 315°C. Em vista da temperatura na borracha chegar a 800°C em uma de suas extremidades, ocorre a ablação do material, ou seja, ele perde a sua forma mudando o seu estado. A distribuição de temperatura considerada em toda a parte interna do motor foguete é apresentada a seguir na imagem 37.

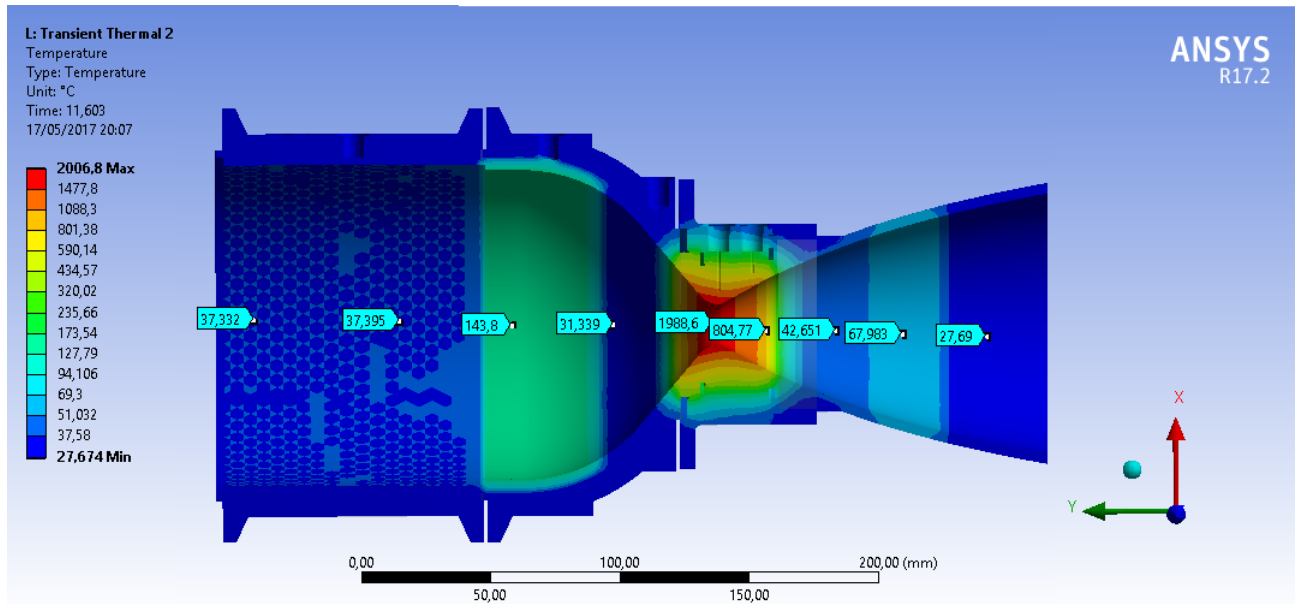


Figura 37 – Distribuição interna de temperatura.

Constata-se uma pequena variação de temperatura na região do grão. Isso se deve ao fato do grão ter oferecido uma maior resistência para a transferência de calor nesse local.

Na região do termopar 1, há um maior aquecimento em comparação com a região próxima ao termopar 2. Isso é justificado devido a zona 2 estar com um fluido sobre a influência de um vórtice formado por questões da geometria do grão e da viscosidade do propelente, que pode ser visto mais adiante na figura 47. Devido a esse vórtice estacionário, ocorre uma maior transferência de calor do fluido para a zona 2.

Na zona 3 o fluxo já está estabilizado e não há transferência de calor significativa para o material durante a propulsão. A zona da garganta apresenta as maiores temperaturas durante este processo.

Na parte divergente da tubeira há uma distribuição não uniforme da temperatura, isso se deve ao fato do fluido nessa região apresentar uma onda de choque, fazendo com que as propriedades mudem rapidamente. Essa onda de choque aparece devido ao projeto desse motor de foguete híbrido ser para o ambiente de micro gravidade, como o teste ocorreu com a pressão ambiente, surgirá uma onda de choque na saída da tubeira, e esta será apresentada na seção da simulação da propulsão.

Considerando a parte de resfriamento, foi necessário calcular os fluxos de calor provenientes do interior do motor do foguete, da mesma forma que foram calculados os fluxos de calor durante a propulsão. Isso se justifica pelo fato dos processos físicos que ocorrem durante a propulsão no teste de bancada, como a ablação dos materiais, o funcionamento do sistema de extinção de incêndio e os gases quentes que ainda circulam dentro deste motor, não terem sido considerados. Com isso se faz necessário algumas compensações nos fluxos de calor durante o processo de resfriamento para validar esse modelo numérico com o caso real. A distribuição da temperatura nas paredes internas no tempo final é apresentada na figura 38.

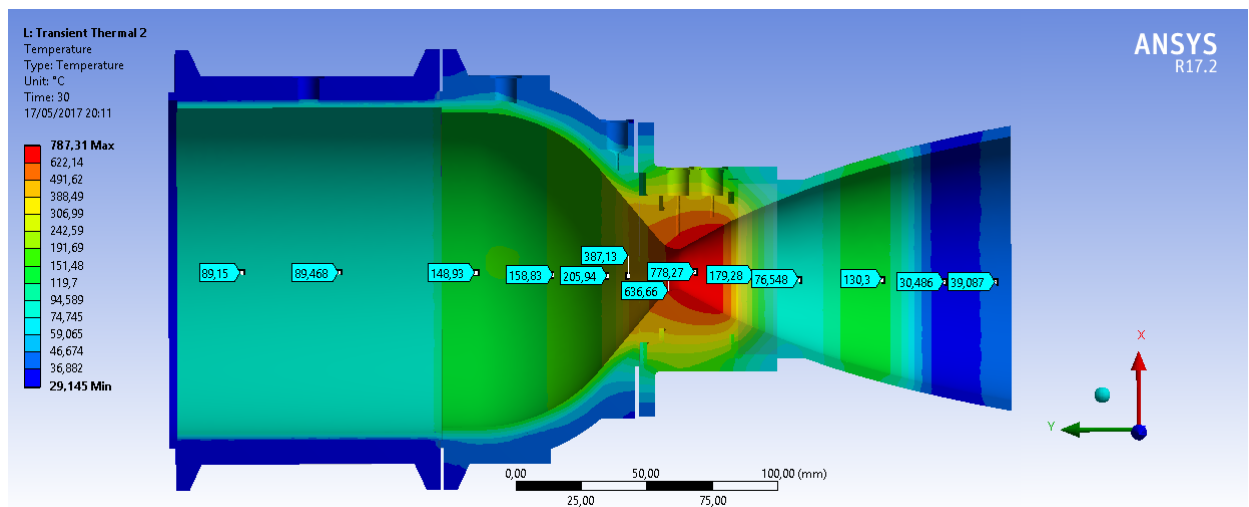


Figura 38 – Temperatura final no interior do motor.

Nota-se que a partir do final da propulsão, o calor é distribuído da região mais quente da tubeira, a garganta, para as outras regiões, fazendo com que todas as outras zonas continuem se aquecendo mesmo com o término da propulsão, resfriando apenas a garganta durante esse pequeno intervalo de tempo.

Com essa simulação foi possível chegar às seguintes conclusões:

1. O método inverso se mostrou ideal para aplicação neste caso. Portanto, para obtenção correta dos fluxos de calor e da distribuição de temperaturas internas na geometria considerada, é necessário a atribuição correta, na simulação, das propriedades dos materiais presentes (calor específico, condutividade e densidade) durante o teste experimental.
2. Considerando a aplicação correta das propriedades dos materiais, e analisando os erros entre os gráficos de temperaturas presentes na tabela 6, é possível dizer que as temperaturas internas e os fluxos de calor também são próximos aos presentes no teste de bancada.
3. Para resultados mais precisos seria necessário realizar o mesmo estudo com pelo menos 3 diferentes malhas, uma mais grosseira, esta malha e uma mais refinada. Com a constatação que os resultados não variam mais do que 1 % da malha refinada para esta, a malha atual se tornaria satisfatória para essa análise.
4. Para diminuir o problema de ablação no final da borracha de silicone, seria necessário a escolha de um outro material para esta região.
5. O calor se transfere igualmente na direção radial do motor. Portanto, com a finalidade de obter uma economia do trabalho computacional, essa simulação poderia ter sido simplificada, analisando apenas um trecho radial do motor, pois seria obtido o mesmo resultado.
6. A distribuição de temperatura interna adquirida é a maior possível, devido a ablação que torna o material mais fino e por consequência para o mesmo fluxo de calor atribuído, as temperaturas serão menores.

Além desses fatores, é possível concluir que os métodos apresentados para análise da transferência de calor transiente são válidos e portanto, podem ser feitos outros estudos para esse motor do foguete SARA, testando novos materiais de isolamento. O único requisito para isso é a aplicação dos mesmos fluxos de calor presentes na tabela 5 nas suas respectivas zonas.

3.4 Simulação completa do fluido durante a propulsão

3.4.1 Volume de controle

Na área da propulsão, ensaios experimentais possuem custos elevados e exigem bastante dedicação e tempo. Os materiais são caros, assim como sua manufatura e os gastos com o oxidante e outros materiais descartáveis a cada teste. Com a finalidade de se ter vantagens nesse campo de estudo, se faz necessário a realização de simulações numéricas e analíticas para prever o comportamento ideal do motor para a sua missão. Assim o projeto se torna mais viável e seguro de ser colocado em prática.

Como o motor SARA já foi projetado e está em total funcionamento, esta simulação foi feita com o propósito de ser validada pelo teste de bancada realizado com o mesmo motor. Com essa simulação será possível entender melhor os acontecimentos por trás dos testes de bancada.

Ao contrário dos testes experimentais, que dispõem de medições de poucas propriedades em alguns pontos desejados do motor, através da simulação, estarão disponíveis diversas propriedades do fluido em cada célula da malha, como pressão, temperatura, velocidade e densidade. Além dessas, será possível visualizar a distribuição dos elementos químicos.

Para simular o ambiente real que se encontra o motor do SARA, as condições normais de temperatura e pressão (CNTP) foram consideradas na saída da tubeira, ou seja, pressão de 1 atmosfera e temperatura de 27°C.

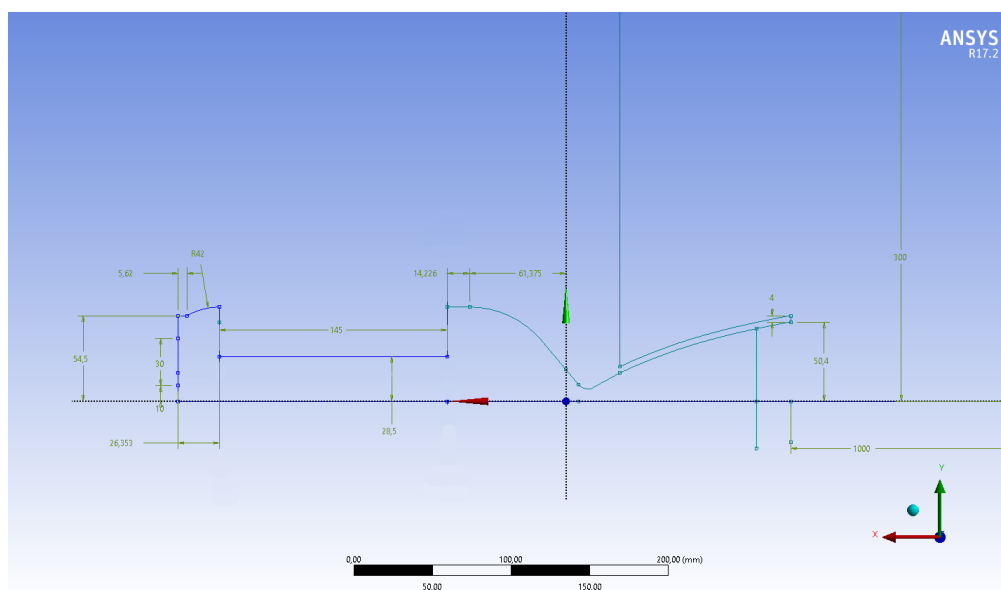


Figura 39 – Volume de controle considerado.

Foi considerado todo o motor com a tubeira, porém a injeção de N_2O não foi considerada corretamente, devido ao modo de simulação não ser 3D. O ambiente também foi considerado para visualização do comportamento da chama na saída da tubeira. O volume de controle para a simulação é apresentado na figura 39.

O volume de controle para a simulação possui 2 dimensões, e foi projetado para ser simétrico em relação ao eixo X (“*axysymmetric*”). Isso foi realizado devido a simetria de toda a geometria em relação ao eixo X e também para diminuir os recursos computacionais requeridos para a simulação.

3.4.2 Malha

A malha utilizada para esta simulação, teve que obedecer alguns requisitos para gerar resultados. Um destes requisitos diz respeito a malha possuir uma maior quantidade de células próximas a parede, afim de solucionar o modelo de turbulência proposto para este trabalho. E isso será explicado a seguir o porquê.

A turbulência surge quando ocorre a variação brusca da temperatura, da velocidade ou da pressão. Se isto ocorrer com uma das propriedades citadas, ocorrerá a variação das outras. Ela é identificada em um fluido por um redemoinho, e através desse redemoinho é gerado a mistura da matéria, do momento e da energia do fluido, (ANSYS, 2006).

Para saber se o fluido é turbulento, o número de Reynolds é considerado. O valor que define o fluido como turbulento para escoamentos internos é de 2300, e ele é calculado com a equação a seguir, (ANSYS, 2006).

$$Re = \frac{\rho UL}{\mu} \quad (3.2)$$

Os modelos de turbulência no ANSYS® conhecido por RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes), disponibiliza a forma mais simples de se calcular as propriedades para os casos onde a turbulência ocorre. Ele simplifica a solução adicionando 2 equações de transporte $k - \varepsilon$ e introduz a viscosidade turbulenta presente na equação (3.3), (ANSYS, 2006).

O modelo escolhido para a turbulência foi resolvido com as equações $k - \varepsilon$. Para estimar o valor da viscosidade turbulenta, este modelo depende de uma escala de velocidade de turbulência ou escala de tempo e uma escala de comprimento. Essas escalas são respectivamente dadas pelo $k - \varepsilon$, e foram consideradas iguais a 1, que são os valores padrões sugeridos pelo programa, (ANSYS, 2006).

Para o cálculo da viscosidade turbulenta o modelo das equações $k - \varepsilon$, resolve a equação de transporte para $k - \varepsilon$, dada a seguir.

$$\mu_t = f \left(\frac{\rho k^2}{\varepsilon} \right) \quad (3.3)$$

Este modelo de turbulência é o mais utilizado pelos engenheiros para aplicações industriais e a razão disso é bem simples. Ele é robusto e bem preciso, é o modelo que exige menos recursos computacionais, e possui submodelos para compressibilidade, combustão, dentre outros. Porém como limitação, ele não funciona próximo a parede, devido a equação ε possuir um termo que não pode ser calculado na parede, (ANSYS, 2006).

Para contornar este problema, duas medidas foram tomadas: o tratamento dos dados próximos a parede foram considerados como padrão (“Standart Wall functions”) e foi realizado um refinamento da malha próximo a parede, assim como foram sugeridos em (ANSYS, 2006).

3.4.3 Detalhes da malha

A malha realizada para esta simulação é apresentada na imagem 40. Ela possui 340420 nós e 337821 elementos e é formada predominantemente por quadriláteros.

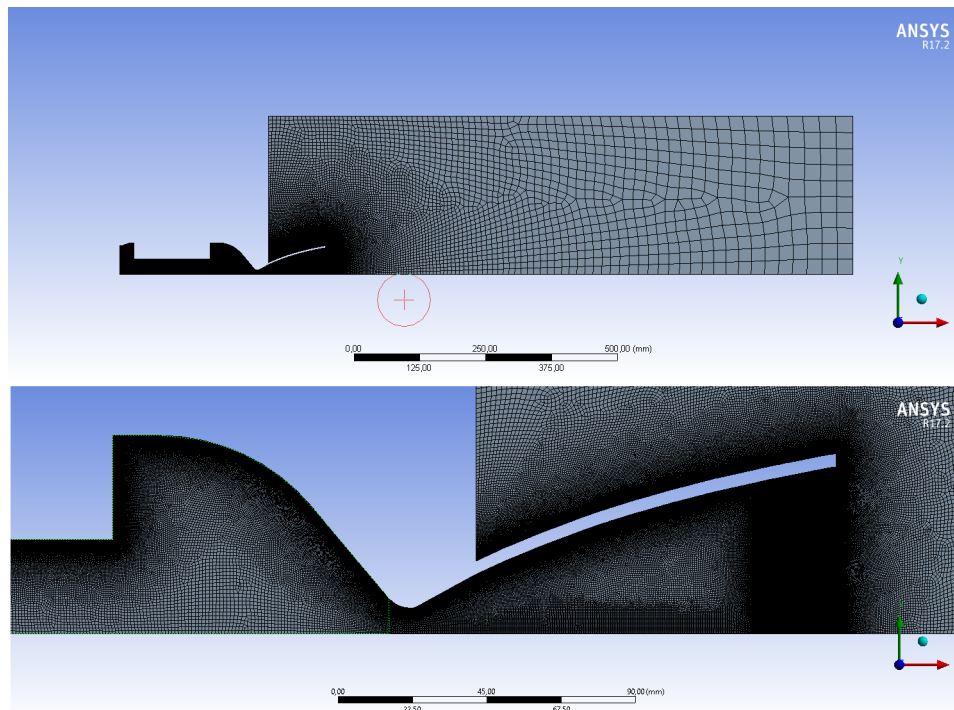


Figura 40 – Malha realizada para a simulação da propulsão.

O modo de configuração para esta malha é apresentada na figura 41. Nas zonas A, B, C e E, foram considerados as medidas das arestas dos elementos indicadas na mesma figura, para determinar tais medidas foi utilizado a ferramenta “*element size*”.

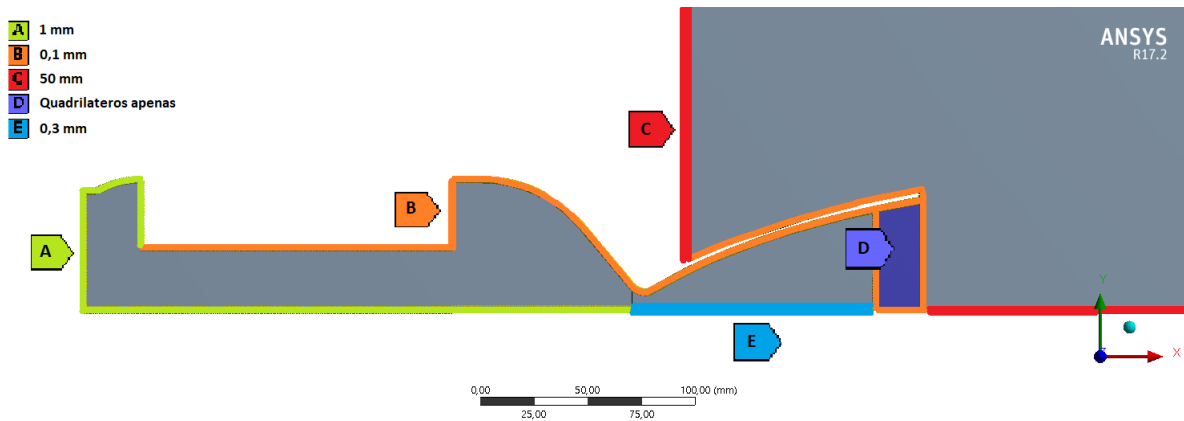


Figura 41 – Procedimentos para realização da malha.

A região D foi realizada um refinamento de malha, devido ao modelo de turbulência ter dificuldade em lidar com uma grande variação de pressão e temperatura, (ANSYS, 2006). E como será visto nos resultados, esta zona terá uma onda de choque, que por consequência oferece essa grande variação das propriedades dos fluidos, (JR, 2011). Com isso foi aplicado a ferramenta “*Face Meshing*” nesta zona, que define a malha com apenas quadriláteros.

Na região do ambiente foi considerada uma malha menos refinada para diminuir os recursos computacionais necessários para sua resolução. Como as propriedades são praticamente constantes (CNTF), não é necessário o seu refinamento.

Como dito anteriormente, esse modelo criado para a simulação é simétrico com relação ao eixo principal X. Para esse modelo, o *Fluent* utiliza o método FLUID81 para criação de sua malha, (ANSYS, 2017).

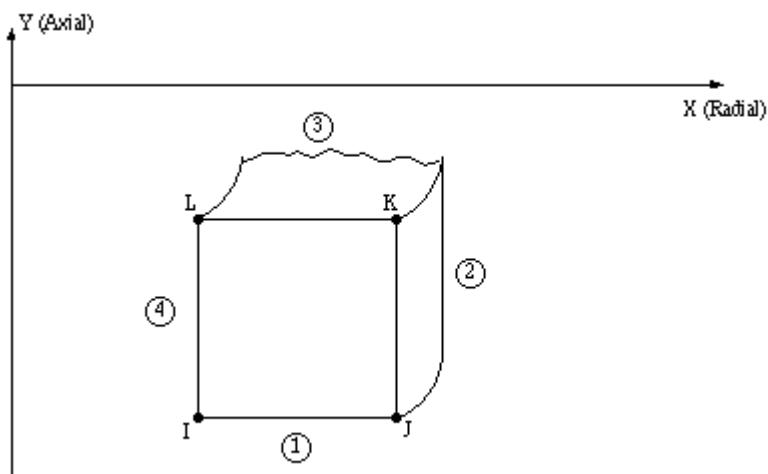


Figura 42 – Elemento FLUID81 para o caso simétrico com relação ao eixo radial.

Este método é utilizado para modelar fluidos dentro de tubulações ou vias, para superfícies com simetria ao eixo longitudinal (*axysymmetric*). O elemento dessa malha é bem empregado para cálculo de pressões, temperaturas, variações destas propriedades causadas por efeitos das turbulências ou apresentação de ondas de choques e interações entre o fluido e a parede, (ANSYS, 2017).

O elemento FLUID81 possui 4 nós com 3 graus de liberdade cada, e é apresentado na figura 42. Como dados de entrada, a temperatura atua como cargas nos nós, e a pressão nas superfícies do elemento como carga de superfícies. Os resultados da temperatura são apresentados nos centroides das células, já as pressões são apresentadas nos respectivos nós, (ANSYS, 2017).

3.4.4 Condições de contorno

A simulação foi realizada de forma estacionária no tempo inicial da propulsão, devido à impossibilidade de variar a porta de combustível durante a queima. Como dito anteriormente, não foi possível simular os injetores de forma correta, devido a simetria considerada com relação ao eixo X, porém foi considerado a sua entrada com o formato de anel.

Outra diferença em relação ao problema real, foi o ambiente da simulação. Com o modelo utilizado para simular a combustão no *Fluent*, é possível escolher apenas um oxidante e um combustível nas condições de contorno, com isso, o ambiente, ao invés de ser ar com 78 % de gás nitrogênio, 21 % de gás oxigênio e 1 % de outros gases, foi considerado como sendo o próprio óxido nitroso com 63,6 % de gás nitrogênio e 36,3 % de gás oxigênio.

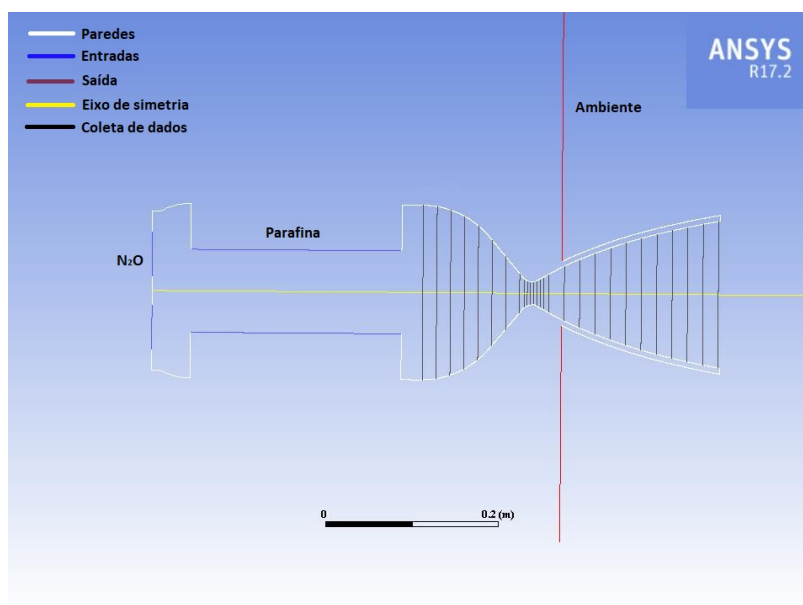


Figura 43 – Condições de contorno aplicadas.

As condições de contorno aplicadas para essa simulação são apresentadas na figura 43. A visão com a simetria é considerada para melhor visualização dos resultados. As linhas pretas na tubeira foram feitas para auxiliar na coleta dos resultados, por exemplo o perfil de velocidade radial na saída da tubeira.

As entradas de oxidante e combustível consideradas foram dadas pelas vazões mássicas apresentadas na tabela 2. O ambiente foi considerado com as condições normais de temperatura e pressão, 1 atm e 27°C. A parede foi considerada com a condição padrão do *Fluent*, sem deslizamento e sem rugosidades. Não foi considerado nenhum fluxo de calor e radiação provenientes do motor para o ambiente.

3.4.5 Configurações da simulação

A simulação foi realizada no *software Fluent* presente no ANSYS®, com isso é descrito abaixo as configurações realizadas para ser possível a realização desta simulação.

Características gerais para simulação:

- Simulação estacionária.
- Simulação 2D com simetria em relação ao eixo principal
- Solução baseada na pressão. (“*Pressure based solver*”)
- Velocidade de formação foi absoluta.

Modelos considerados:

- Equações de energia.
- A biblioteca de elementos químicos para combustão, *gri mech*, foi considerada, (SMITH et al., 2000).
- Viscosidade, com modelo de 2 equações $k - \varepsilon$ padrão. Tratamento próximo a parede com as funções padrão da parede.

Elementos químicos:

- Não previamente misturados antes da combustão.
- Efeitos da compressibilidade foram considerados.
- Comportamento estacionário da chama.
- Tratamento da energia de forma não adiabática.
- Foram considerados 53 elementos químicos durante o processo da combustão.

Condições de contorno

- A entrada de oxidante e combustível foi realizada considerando a vazão mássica dos seus elementos químicos, para o oxidante foi considerado o óxido nítrico, formado por 63,6% de gás nitrogênio e 36,3% de gás oxigênio, a parafina foi considerada como sendo o elemento químico C_2H_4 .
- A saída foi considerada como sendo pressão de saída (“*Pressure outlet*”).
- A parede como sendo “*Wall*”
- O eixo como sendo “*axis*”.

Método de solução

- Acoplamento da pressão e da velocidade:

Esquema: *SIMPLE*

- Ordem de grandeza das propriedades consideradas durante a simulação.

Propriedades	Primeira ordem	Segunda ordem
Gradiente	x	
Pressão	x	
Densidade	x	
Momento	x	
k	x	
ε	x	
Energia	x	
Fração média de mistura		x
Variância da fração de mistura		x

Tabela 7 – Discretização espacial.

Controle da solução

- O controle da solução se faz necessário para garantir a sua convergência. E este controle é dado pelos fatores de relaxamento. Nas primeiras 50 iterações a energia foi configurada com 0,4, após isso com 0,9.

Propriedades utilizadas na simulação	Fator de relaxamento
Pressão	0,3
Densidade	0,5
Forças no corpo	1
Momento	0,7
k	0,8
ε	0,8
Viscosidade turbulenta	0,9
Energia	0,4/09
Temperatura	0,9
Fração média de mistura	0,9
Variância da fração de mistura	0,9

Tabela 8 – Fatores de relaxamento da simulação

3.4.6 Resultados

Através das configurações citadas anteriormente, foi possível obter os resultados da pressão, velocidade e temperatura do fluido no início do processo de propulsão ($t=0$ s). O critério de parada para a simulação foi baseada nos resíduos gerados. Quando estes se estabilizaram em um valor abaixo de 10^{-4} para k e ϵ e abaixo de 10^{-5} para os demais termos.

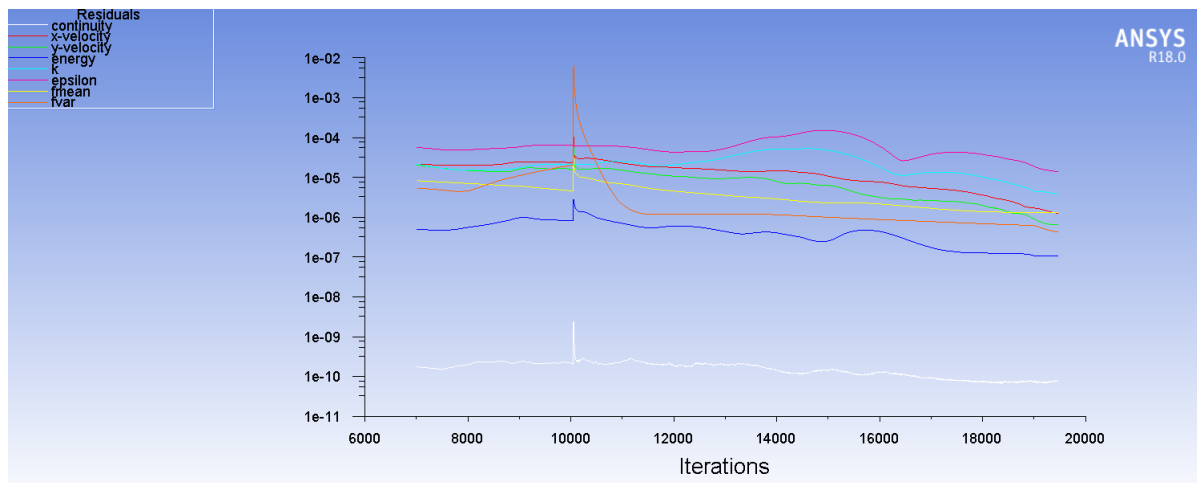


Figura 44 – Resíduos da simulação.

O pico presente em 10000 iterações, se deve a mudança de algumas propriedades anteriormente ignoradas, contudo a simulação voltou a convergir, atingindo o seu equilíbrio com mais algumas iterações.

Retornando à figura 23, durante o teste de bancada o sensor de pressão mede um valor inicial entre 35 e 38 bar. Para a simulação presente, como pode ser visto na figura 45, a pressão inicial dentro da câmara de combustão vale 36,3 bar.

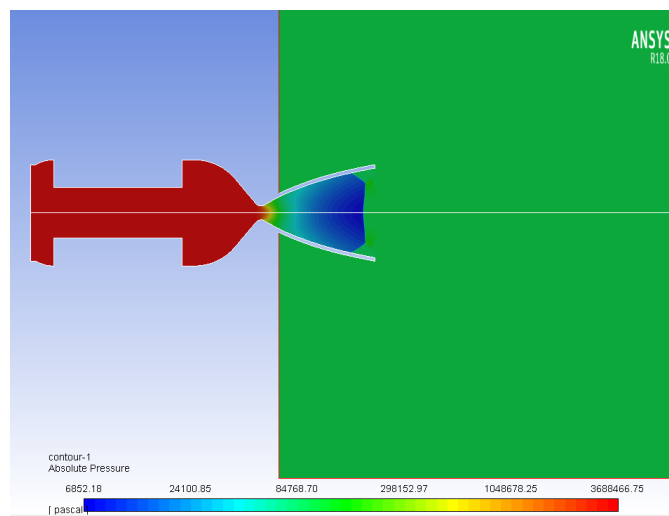


Figura 45 – Pressão absoluta.

Na figura 45, a cor verde corresponde a pressão de 1 atm do ambiente. Com base nesse resultado, da pressão atmosférica ser maior do que a pressão na saída do bocal, é esperado um descolamento do fluido no fim da seção de saída e que esta tubeira seja classificada como bocal super expandido (*overexpanded nozzle*). As consequências são a diminuição do impulso específico I_s , do coeficiente do empuxo C_f e conseqüentemente o empuxo. Além disso é esperado a formação de uma onda de choque na saída da tubeira, (SUTTON, 2010).

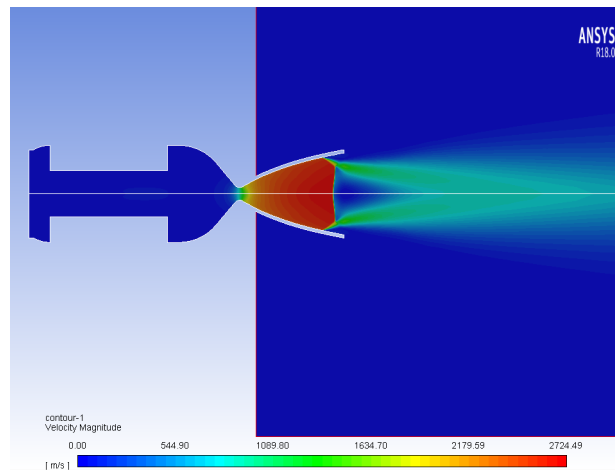


Figura 46 – Velocidade dos fluidos.

Como pode ser visto nas figuras 46 e 47, o que foi explicado para o resultado da pressão absoluta, se repete para a velocidade. É notável a onda de choque na saída da tubeira e o descolamento do fluido na seção final do bocal. Após a onda de choque, os fluidos mudam rapidamente as suas propriedades, neste caso a energia cinética do fluido é convertida em energia térmica e em energia potencial, aumentando a temperatura e a pressão na saída da tubeira, que por consequência gera a zona de estagnação do fluido na região central, (JR, 2011).

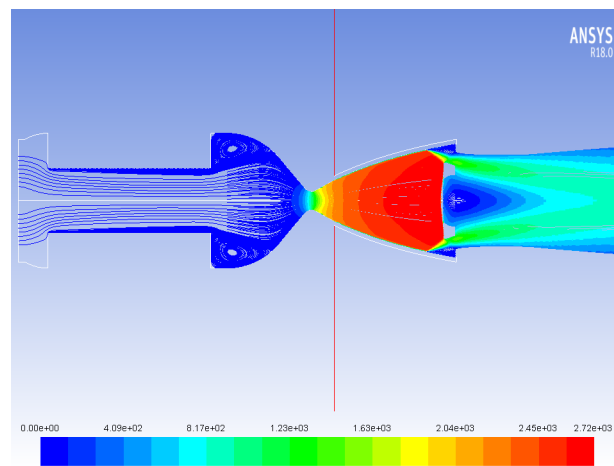


Figura 47 – Perfil de velocidade com os caminhos do fluido.

Um fenômeno interessante do fluido durante a propulsão é a formação de redemoinhos após o grão da parafina e depois da onda de choque na saída do bocal. Eles aparecem graças ao modelo de turbulência $k - \varepsilon$ considerado para essa simulação.

As consequências diretas desses redemoinhos estão na estagnação do fluido e consequentemente na dissipação maior de calor para os materiais. Justificando, portanto, as maiores temperaturas da parede interna na zona 2 da figura 37, e da figura 48 que apresenta a temperatura do fluido.

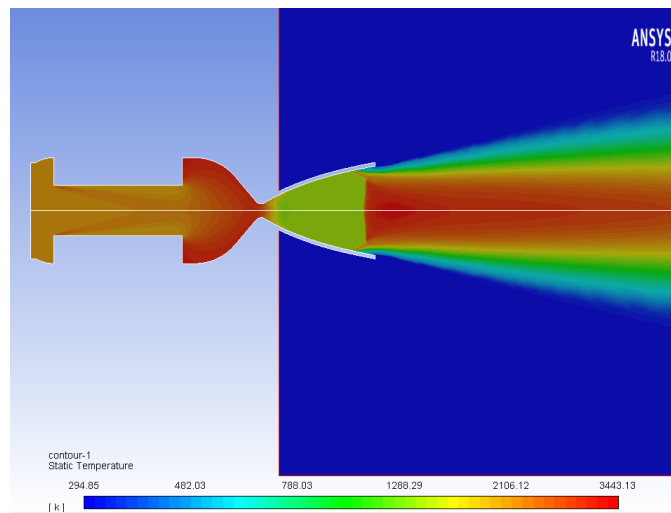


Figura 48 – Perfil de temperatura.

É evidente na figura 48 o aumento esperado da temperatura nas zonas de estagnação do fluido, causadas pela formação da onda de choque na saída do bocal e na parte convergente da tubeira pela formação do redemoinho.

A respeito do descolamento do fluido na saída do bocal, foi realizado a medida da porcentagem da área externa que está sendo útil para o processo de propulsão e foi comparado com uma imagem retirada de um vídeo em câmera lenta do início da queima do propelente. As imagens do teste de bancada e da simulação com as medidas seguem abaixo

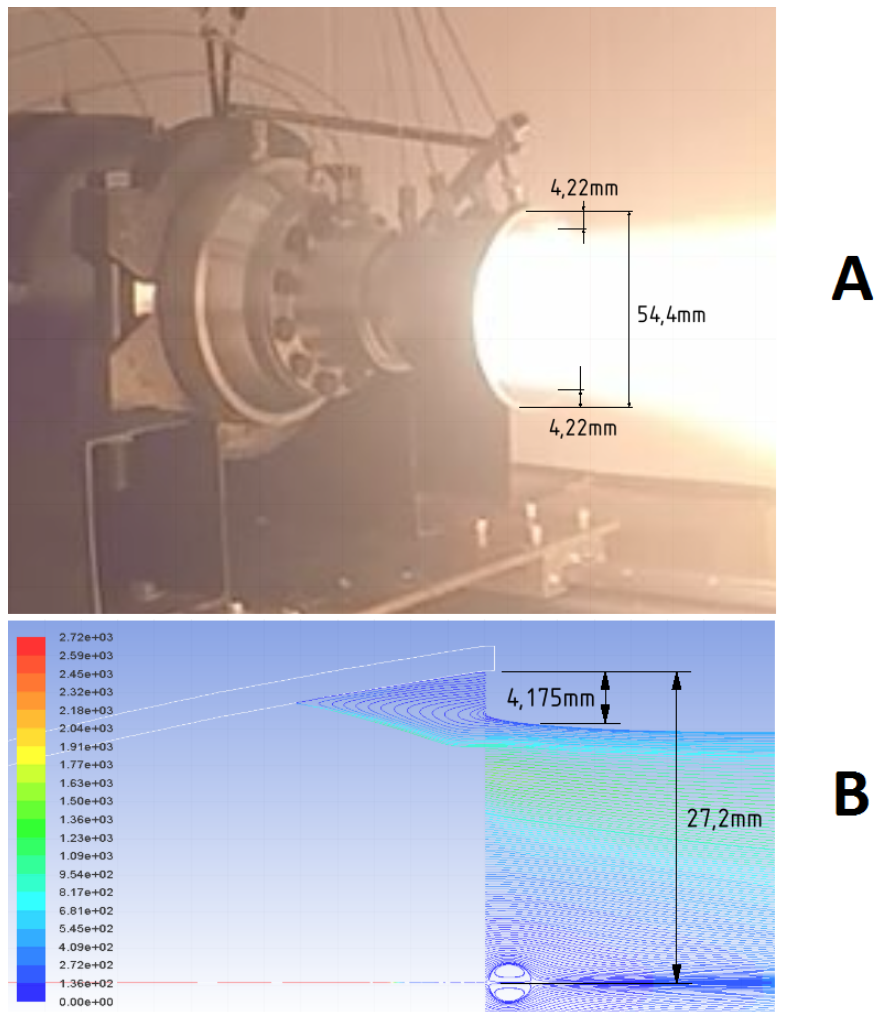


Figura 49 – a) medidas do raio da chama no teste experimental b) medida na geometria da simulação numérica

Com essas medidas foi calculado a porcentagem do raio da chama com relação ao raio de saída da tubeira, e foram obtidos os seguintes valores apresentados na tabela 9.

	Simulação	Experimental
Relação de Raio da chama/ Raio da saída	84,65%	84,49%

Tabela 9 – Comparação entre simulação e experimentação.

3.4.7 Comparação com os resultados sem a tubeira

Foi dito anteriormente que o motor de foguete híbrido do SARA foi projetado para ser utilizado em um ambiente com microgravidade no espaço. Devido a isso, os resultados obtidos anteriormente, com a presença da onda de choque no final do bocal, causados pela presença da pressão atmosférica, foram esperados.

Por isso foi realizado uma simulação da propulsão para este motor sem a tubeira. Todas as propriedades, condições de contorno e malha foram realizadas de forma similar à simulação anterior.

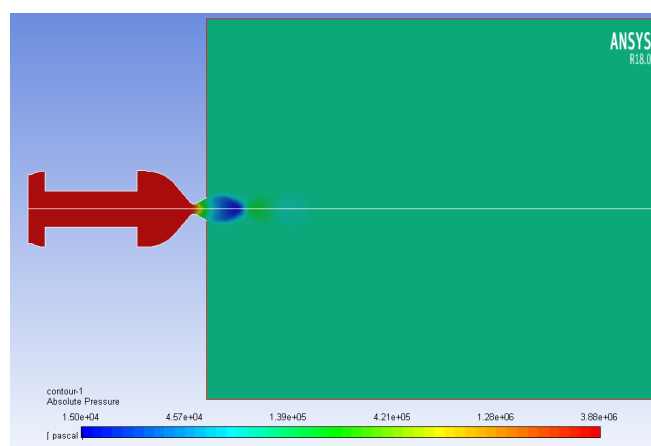


Figura 50 – Pressão absoluta sem a tubeira.

A pressão absoluta dentro da tubeira, para este caso, não é menor que a pressão ambiente. Ao contrário do caso passado, não haverá formação de onda de choque dentro da tubeira, porém o fluido não será tão expandido e acelerado dentro do motor quanto no caso com a tubeira, devido à ausência da parte divergente, novamente influenciando negativamente o impulso específico e o empuxo. Essa tubeira é classificada como sendo um bocal sob expandido (*underexpanded nozzle*), (SUTTON, 2010).

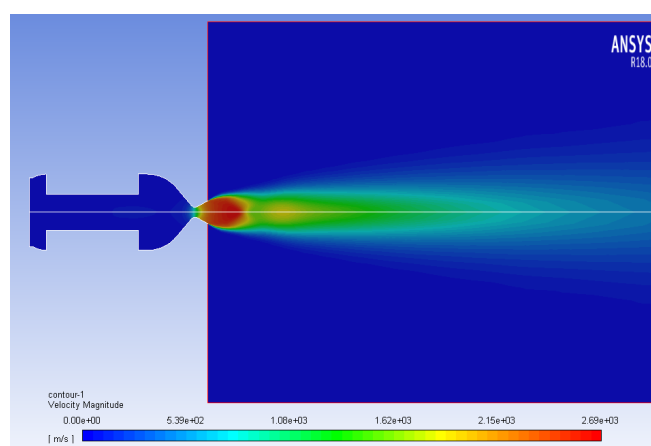


Figura 51 – Velocidade do fluido sem a tubeira.

Com relação a essa classificação, o fluido se expande mais do que o esperado após a saída da tubeira com relação ao caso ótimo. Em outras palavras, está sendo queimado mais propelente do que deveria e está sendo perdido recursos em comparação com o estado ótimo da propulsão, (SUTTON, 2010).

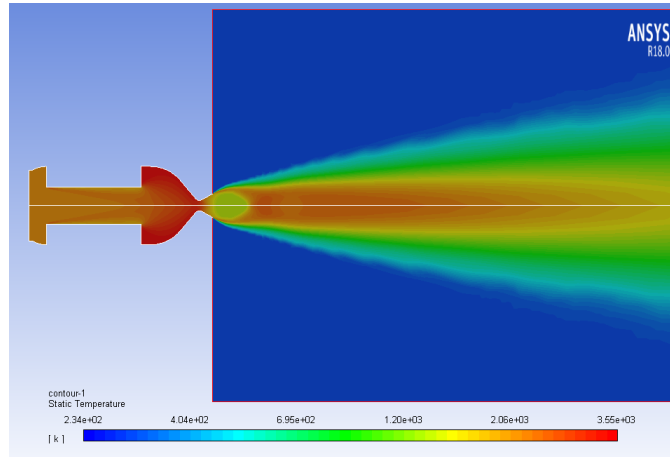


Figura 52 – Temperatura estática sem a tubeira.

Nessas imagens, são constatados que até a garganta, as propriedades são semelhantes para os dois casos e, portanto, as diferenças devem ser analisadas a partir da garganta da tubeira. Além disso é visível que não há formação de uma onda de choque na saída da parte divergente e, portanto, não há um grande aumento da temperatura, estagnação da velocidade e grandes mudanças da pressão no final da tubeira, mas ainda não é um processo ótimo da propulsão no ambiente terrestre, apenas no espaço, visto no trabalho anterior. Abaixo segue a imagem 53 de um teste realizado com o motor-foguete híbrido SARA sem a tubeira. É perceptível as semelhanças do comportamento da chama com a figura 52, na qual a chama se expande mais com o distanciamento da saída da tubeira.

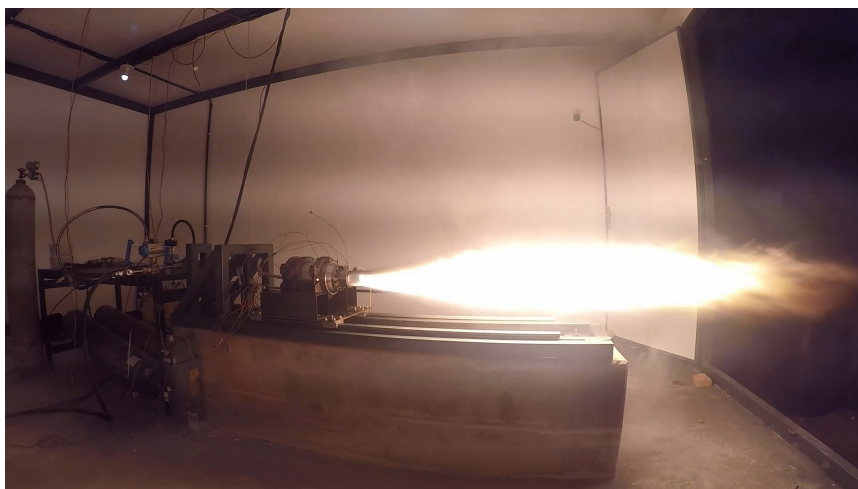


Figura 53 – Teste estático realizado no dia 9 de março de 2017.

3.4.8 Análise das propriedades no bocal

As linhas pretas na figura 54 foram utilizadas para o cálculo dos valores da média ponderada com relação a área transversal em cada seção das propriedades. Os valores obtidos em cada seção foram plotados para avaliação da pressão, velocidade e temperatura. A tubeira possui 204 mm de extensão, em $x = 0$ tem-se o seu início em $x = 96$ mm tem-se o final da garganta da tubeira ou início do bocal divergente e em $x = 204$ mm tem se o fim da bocal.

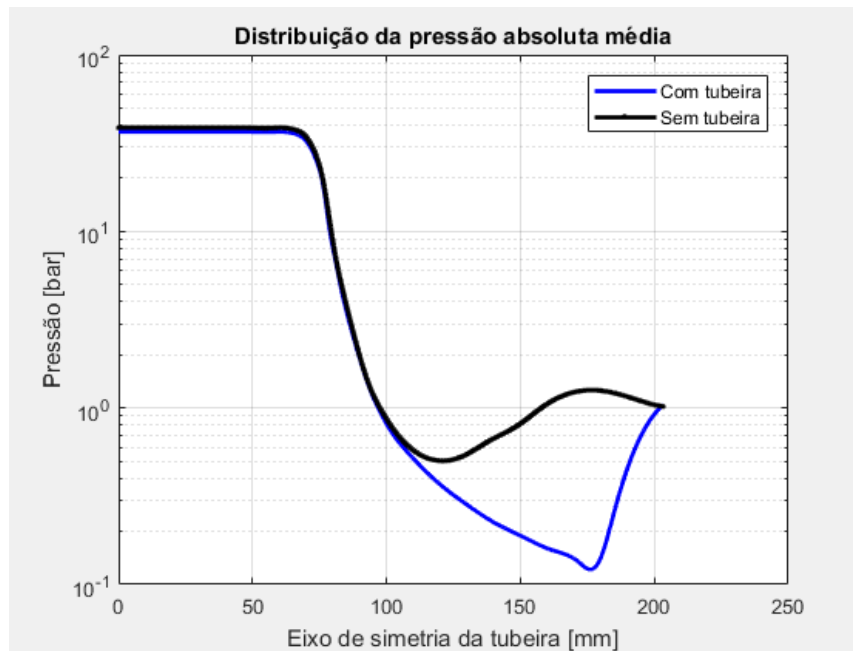


Figura 54 – Pressão com relação ao eixo simétrico.

Este gráfico da pressão absoluta está em escala logarítmica para os valores da pressão porque na garganta da tubeira ocorre a mudança abrupta da pressão, ficando ilegível os dados na escala cartesiana.

Os valores da pressão são semelhantes até o final da garganta. O fluido na parte divergente da tubeira é acelerado e a pressão vai diminuindo. Com a retirada do bocal, a pressão deixa de diminuir previamente e se equilibra com a do ambiente um pouco depois da saída do fluido.

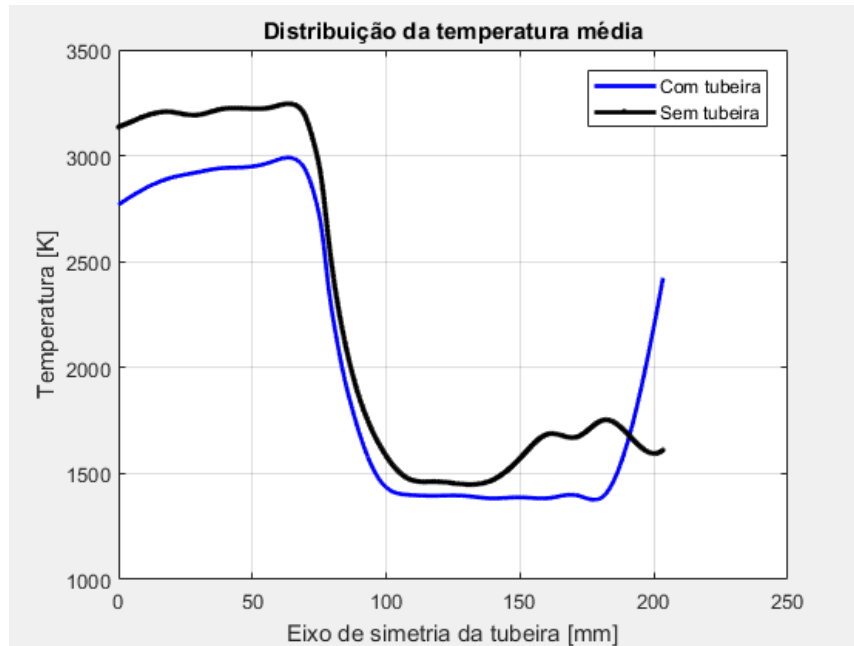


Figura 55 – Temperatura com relação ao eixo simétrico.

A temperatura é um pouco diferente para os dois casos na parte convergente da tubeira. Porém analisando apenas após o final da garganta da tubeira, é verificado que não há o aquecimento causado pela onda de choque para o caso sem a tubeira.

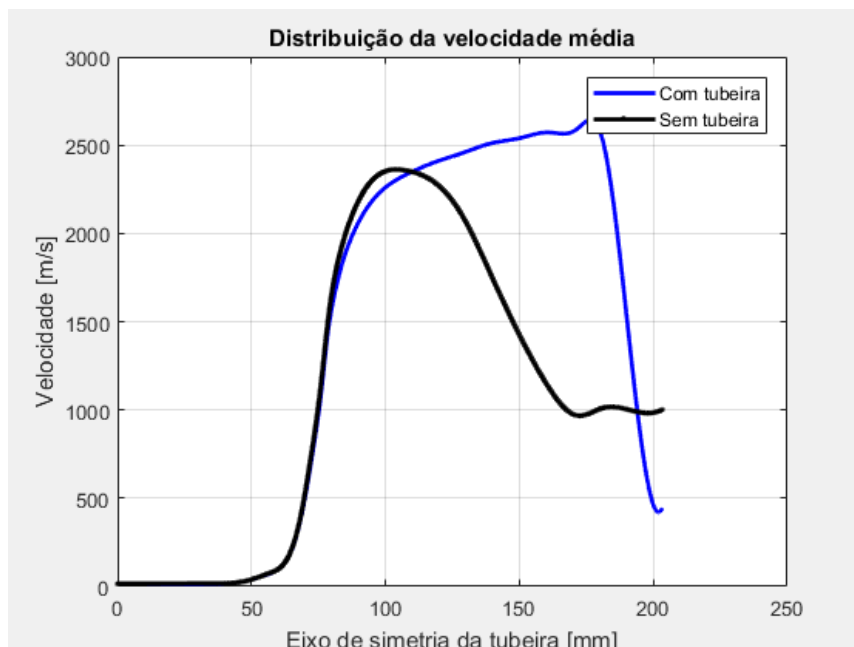


Figura 56 – Velocidade com relação ao eixo simétrico.

O bocal acelera o fluido até a sua saída, transformando as energias térmica e de pressão em energia cinética. E essa transformação ocorre até o equilíbrio da pressão de saída com a ambiente, como pode ser visto nos gráficos azuis até 175 mm das figuras 54, 55 e 56.

Devido a onda de choque, toda a energia cinética proveniente do fluido supersônico, é transformada em energia térmica e potencial, aumentando a temperatura, pressão e a densidade, como pode ser visto no índice das ondas de choques normais no livro (JR, 2011).

E isso ocorre para este caso, na qual o fluido com número de Mach maior que 1, após a onda de choque se torna subsônico com número de Mach menor que 1, induzindo o aumento da temperatura e da pressão para os gráficos azuis das figuras 54, 55 e 56 no final da tubeira.

3.5 Cálculo do coeficiente de convecção do fluido para a tubeira.

Para ser possível realizar os cálculos dos coeficientes de convecção do fluido para a tubeira, as duas simulações foram consideradas para fornecimento de algumas temperaturas necessária e dos fluxos de calor provenientes de cada sessão. Além disso foi necessário fazer algumas considerações para ser calculado um valor aproximado do real.

Na teoria, no tempo inicial em que foi considerada a propulsão, não há fluxo algum de calor para os materiais. Com a finalidade de avaliar o máximo de sessões possíveis, mas não se distanciar muito do tempo inicial, foi considerado os fluxos de calor na tubeira no tempo $T = 1,1151$ s.

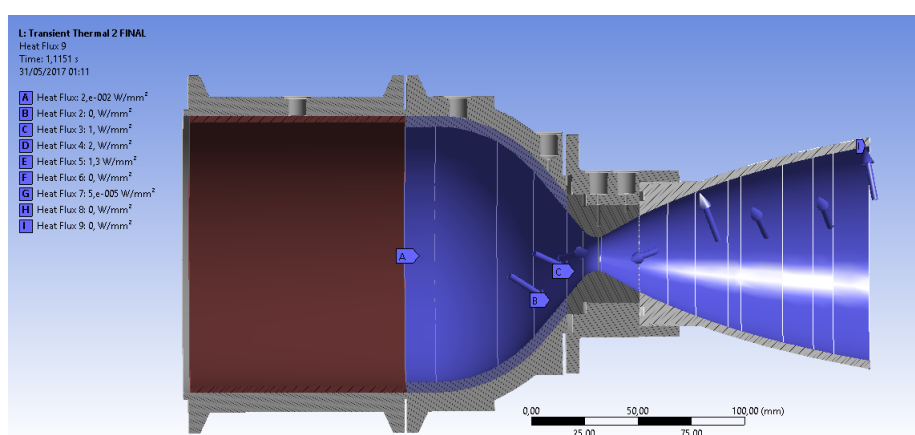


Figura 57 – Fluxos de calor em cada zona.

As temperaturas médias do fluido em cada zona foram consideradas baseado no gráfico azul presente na figura 55 para a temperatura situada no ponto médio de cada zona. Baseado nos valores dos fluxos na figura 57, foram considerados os valores das temperaturas do fluido e nas paredes de cada zona para as seções 2, 4,5,6 e 8, correspondentes com a tabela 5, pois estas possuem fluxos de calor diferentes de zero. Os valores obtidos para as temperaturas nas paredes internas são apresentados na figura 58.

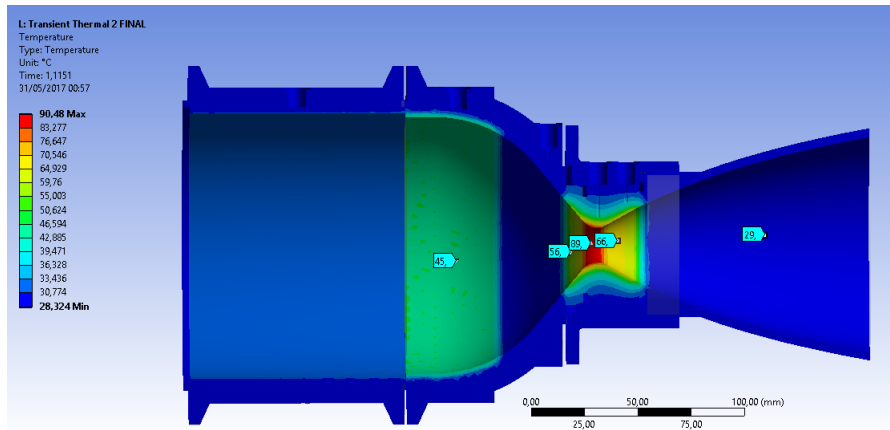


Figura 58 – Temperaturas médias em cada zona considerada.

Os valores dos fluxos de calor, temperatura interna da parede e das temperaturas do fluido em cada zona considerados, são apresentados na tabela 10.

Zonas	Fluxos de calor [W/mm ²]	Temperatura interna [K]	Temperatura do fluido [K]
2	0,02	318	2619
4	1	329	2340
5	2	362	2000
6	1,3	339	1550
8	0,00005	302	1400

Tabela 10 – Propriedades necessárias para o cálculo do coeficiente de convecção inicial.

Com base na equação da lei de resfriamento de Newton (2.3) explicada na revisão bibliográfica, serão calculados os coeficientes de convecção em cada zona. Sabendo que o fluxo de calor está na direção do fluido para os materiais da tubeira, é possível o cálculo desses coeficientes de convecção no instante inicial do processo de propulsão do motor. O resultado para esses coeficientes é dado na tabela a seguir.

Zonas	Coefficiente de convecção [W/m ² K]
2	8,7
4	497,27
5	1221
6	1073,5
8	0,0455

Tabela 11 – Coeficientes de convecção do fluido para os materiais da tubeira.

4 Conclusão

Foram obtidos os fluxos de calor do fluido para os materiais e as suas temperaturas internas com a utilização dos dados de temperaturas dos termopares através do método inverso aplicado na simulação. Os erros obtidos entre os gráficos de temperatura do experimento e da simulação foram menores do que 3% e, portanto, é condizente dizer que os resultados obtidos nessa simulação representam bem o caso real e com isso, o método inverso foi validado para esta simulação. Como consequência dessa validação, podem ser realizados alguns estudos para avaliação de outros materiais para serem utilizados no motor, na tubeira, ou para isolamento externo da estrutura considerando as condições de contorno inalteradas.

Da simulação da propulsão do motor-foguete híbrido, foram obtidas as temperaturas, pressões e velocidades dos fluidos dentro do motor e da tubeira. Foram utilizadas as condições de contorno aplicadas no teste de bancada para a queima dos propelentes durante 12-13 segundos. Esses resultados foram validados com a curva de pressão obtida experimentalmente e com a comparação das chamas na saída da tubeira da simulação com uma foto do tempo inicial da propulsão retirada durante o teste de bancada. Portanto com a autenticação da simulação, é possível a análise de diversas funções disponíveis no ANSYS® Fluent, como a distribuição dos elementos químicos, ou outras propriedades do fluido.

Com a utilização dos resultados obtidos das duas simulações anteriores, foi realizado o cálculo do coeficiente de convecção através da lei de resfriamento de Newton. Esses valores foram calculados considerando o tempo inicial da propulsão nas suas respectivas zonas.

Com base em todos os resultados obtidos e nas suas comparações com o caso real, foi possível a autenticação das duas simulações por meio do método inverso para a simulação de transferência de calor e pela comparação das condições de contorno e resultados do teste estático do motor para a simulação de propulsão do motor-foguete híbrido.

Referências

- AEROSPACE. *A Brief History Of Space Exploration*. 2016. Disponível em: <<http://www.aerospace.org/education/stem-outreach/space-primer/a-brief-history-of-space-exploration/>>. Citado na página 29.
- ANDERSON. *Computational fluid mechanics and heat transfer*. [S.l.]: Taylor and Francis, 1997. Citado 3 vezes nas páginas 42, 43 e 44.
- ANSYS. *Turbulent Notes Fluent*. 2006. Disponível em: <http://www.southampton.ac.uk/~nwb/lectures/GoodPracticeCFD/Articles/Turbulence_Notes_Fluent-v6.3.06.pdf>. Citado 3 vezes nas páginas 70, 71 e 72.
- ANSYS. *ANSYS Online Manuals*. 2017. Disponível em: <http://www.ansys.stuba.sk/html/elem_55/chapter4/>. Citado 6 vezes nas páginas 16, 58, 59, 60, 72 e 73.
- BRITANNICA, E. E. *O Foguete*. 2017. Disponível em: <<http://escola.britannica.com.br/article/482384/foguete>>. Citado na página 27.
- CAMPBELL-KNIGHT, C. *Space Safety Magazine*. 2015. Disponível em: <<http://www.spacesafetymagazine.com/aerospace-engineering/rocketry/hybrid-rockets-overview/>>. Citado na página 30.
- GHAJAR, Y. A. A. J. *Transferência de Calor e Massa*. [S.l.]: McGraw-Hill, 2012. Citado 4 vezes nas páginas 15, 37, 40 e 41.
- GRIMM, P. A. M. *Mecanismos de Transferência de Calor*. 1999. Disponível em: <<http://fisica.ufpr.br/grimm/aposmeteo/cap2/cap2-9.html>>. Citado na página 37.
- HALL, N. *Liquid rocket engine*. 2017. Disponível em: <<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/rockth.html>>. Citado na página 29.
- HUMBLE, G. N. H. W. J. L. R. W. *Space Propulsion Analysis and Design*. [S.l.]: McGraw-Hill, 1995. Citado 4 vezes nas páginas 15, 28, 31 e 32.
- INCONPLAST. *Celeron*. 2017. Disponível em: <<http://www.incomplast.com.br/celeron>>. Citado 2 vezes nas páginas 17 e 52.
- INFOPEDIA. *Termômetro*. 2017. Disponível em: <[https://www.infopedia.pt/\\$termometro](https://www.infopedia.pt/$termometro)>. Citado na página 34.
- JR, J. D. A. *Fundamentals of aerodynamics*. [S.l.]: Tata McGraw-Hill Education, 2011. Citado 3 vezes nas páginas 72, 78 e 85.
- Hybrid Rocket Fuel Regression Rate Data and Modeling*. Citado na página 46.
- KARAMITAHERI, H. *Fundamentals of Thermoelectrics*. 2013. Disponível em: <<http://www.iue.tuwien.ac.at/phd/karamitaheri/node9.html>>. Citado 2 vezes nas páginas 15 e 34.
- LAVINE, I. D. B. *Fundamentos de Transferência de Calor e Massa*. [S.l.]: LTC, 2008. Citado 5 vezes nas páginas 17, 37, 39, 40 e 41.

- LOGAN, D. L. *A first course in the finite element method*. [S.l.]: Cengage Learning, 2012. Citado 2 vezes nas páginas 42 e 44.
- MATWEB. *Material property data*. 1996. Disponível em: <<http://www.matweb.com/>>. Citado 3 vezes nas páginas 17, 51 e 52.
- MDAD, S. B. *Hybrid Rocket*. 2017. Disponível em: <<http://aeronotes.weebly.com/hybrid-rocket.html>>. Citado na página 31.
- Estimation of Heat-Transfer Coefficient in a Rocket Nozzle*. Citado 2 vezes nas páginas 25 e 53.
- MURC. *SpaceDev Flies Prototype Hybrid Rocket Lunar Lander*. 2007. Disponível em: <<http://www.murc.ws/showthread.php?63931-SpaceDev-Flies-Prototype-Hybrid-Rocket-Lunar-Lander>>. Citado 2 vezes nas páginas 15 e 30.
- NAKKA'S, R. *Igniter systems*. Disponível em: <<https://www.nakka-rocketry.net/igniter.html>>. Citado na página 50.
- OLIVEIRA, P. *Transmissão de Calor: Convecção forçada*. Disponível em: <<http://webx.ubi.pt/~pjpo/TransCal1.pdf>>. Citado na página 39.
- OMEGA. *Data sheet Super OMEGACLAD[®]XL Thermocouple Probes*. Disponível em: <http://www.omega.com/temperature/pdf/KMQXL_NMQXL.pdf>. Citado na página 36.
- PIRANI, M. J. *Fenômenos de transporte III*. 2010. Disponível em: <<http://slideplayer.com.br/slide/7311401/>>. Citado 2 vezes nas páginas 15 e 39.
- PUCCI, L. F. *Como os foguetes se locomovem*. 2008. Disponível em: <<https://educacao.uol.com.br/disciplinas/fisica/reacao-de-empuxo-como-os-foguetes-se-locomovem.htm>>. Citado na página 27.
- RIZZOLO, S. Thermocouple structure and method of manufacturing same. 1977. Citado na página 35.
- Concept and design of the hybrid test-motor for the development of a propulsive decelerator of SARA reentry capsule*. Citado 9 vezes nas páginas 15, 17, 45, 46, 47, 48, 49, 50 e 51.
- SIAS, D. B. *Convecção*. 2008. Disponível em: <<http://penta3.ufrgs.br/CESTA/fisica/calor/conveccao.html>>. Citado na página 38.
- SMITH, G. P. et al. *GRI-Mech 3.0*. 2000. Disponível em: <http://www.me.berkeley.edu/gri_mech/>. Citado na página 74.
- STENSMANN, B. *Propagação do Calor*. 2002. Disponível em: <http://www.if.ufrgs.br/mpef/mef008/mef008_02/Berenice/aula3.html>. Citado 2 vezes nas páginas 15 e 38.
- STURROCK, D. T.; PEGDEN, C. D. Introduction to SIMAN. In: *Proceedings of the 22th Winter Simulation Conference, New Orleans, Louisiana, USA, December 9-12, 1990*. [s.n.], 1990. p. 109–114. Disponível em: <<https://doi.org/10.1109/WSC.1990.129496>>. Citado na página 25.

- SUTTON, O. B. G. P. *Rocket Propulsion Elements*. [S.l.]: Wiley, 2010. Citado 7 vezes nas páginas 15, 30, 31, 33, 78, 81 e 82.
- TOOLBOX, T. engineering. *Emissivity Coefficients of some common Materials*. 2017. Disponível em: <http://www.engineeringtoolbox.com/emissivity-coefficients-d_447.html>. Citado na página 61.
- TURNER, M. J. L. *Rocket and Spacecraft Propulsion*. [S.l.]: Springer, 2009. Citado 4 vezes nas páginas 15, 27, 28 e 29.
- VEDAX. *Características técnicas do Celeron*. 2010. Disponível em: <<http://www.vedax.com.br/index.php?item=28>>. Citado 3 vezes nas páginas 17, 51 e 52.
- WOODFORD, C. *Fundamentals of Thermoelectrics*. 2016. Disponível em: <<http://www.explainthatstuff.com/howthermocoupleswork.html>>. Citado 3 vezes nas páginas 15, 34 e 35.