



UNIVERSIDADE
ESTADUAL DO
MARANHÃO



Dissertação apresentada à Pró-Reitoria de Pós-Graduação da Universidade Estadual do Maranhão, como parte dos requisitos para obtenção do título de Mestre em Engenharia de Computação do Curso de Mestrado Profissionalizante em Engenharia da Computação e Sistemas no Programa de Pós-Graduação em Engenharia da Computação e Sistemas.

Diógenes Leite Souza

**ANÁLISE DA DISTRIBUIÇÃO DE CALOR NA ÁREA DE UM
LANÇADOR DE FOGUETES DE MÉDIO PORTE DO CEN-
TRO DE LANÇAMENTO DE ALCÂNTARA**

Prof. Me. Henrique Mariano Costa do Amaral

Orientador

Prof. Dr. Luiz Carlos Sandoval Góes

Coorientador

.

Campus Paulo VI

São Luis, MA – Brasil

2019

REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA

SOUZA, Diógenes Leite. **Análise da Distribuição de Calor na Área de um Lançador de Foguetes de Médio Porte do Centro de Lançamento de Alcântara**. 2019. 60f. Dissertação de mestrado em engenharia da computação – Universidade Estadual do Maranhão.

CESSÃO DE DIREITOS

NOME DO AUTOR: Diógenes Leite Souza

TÍTULO DO TRABALHO **Análise da Distribuição de Calor na Área de um Lançador de Foguetes de Médio Porte do Centro de Lançamento de Alcântara**

TIPO DO TRABALHO/ANO: Dissertação / 2019

É concedida à Universidade Estadual do Maranhão a permissão para reproduzir cópias desta dissertação e para emprestar ou vender cópias somente para propósitos acadêmicos e científicos. O autor reserva outros direitos de publicação e nenhuma parte desta dissertação pode ser reproduzida sem a sua autorização (do autor).

Diógenes Leite Souza

Rua 01, 15, Quadra 01, Bequimão

CEP: 65062-210, São Luís - MA

DIÓGENES LEITE SOUZA

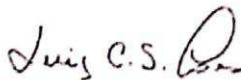
Dissertação apresentada ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia de Computação e Sistemas da Universidade Estadual do Maranhão como parte dos requisitos para obtenção do título de Mestre em Engenharia de Computação e Sistemas, sob a orientação do Prof^o. Me. Henrique Mariano Costa do Amaral e coorientação do Prof^o. Ph.D. Luiz Carlos Sandoval Góes.

Aprovado em: ____/____/____

BANCA EXAMINADORA

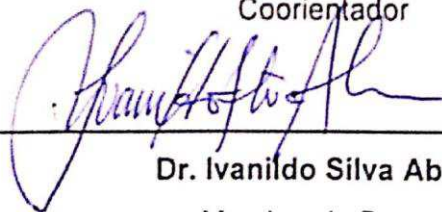
Me. Henrique Mariano Costa do Amaral (Orientador)

Orientador



Ph.D. Luiz Carlos Sandoval Góes (Coorientador)

Coorientador



Dr. Ivanildo Silva Abreu

Membro da Banca



Dr. Fernando Lima de Oliveira

Membro da Banca

Souza, Diógenes Leite.

Análise da distribuição de calor na área de um lançador de foguetes de médio porte do centro de lançamento de Alcântara / Diógenes Leite Souza. – São Luís, 2019.

63f

Dissertação (Mestrado) – Curso de Engenharia de Computação e Sistemas, Universidade Estadual do Maranhão, 2019.

Orientador: Prof. Me. Henrique Mariano Costa do Amaral.

1.Foguetes. 2.Análise térmica. 3.Simulação. 4.Segurança.

CDU: 53.084.86:629.78(812.1)

Dedico este trabalho ao meu pai e minha mãe que foram além do seu máximo para eu ser quem sou.

Agradecimentos

Primeiramente, à Deus por tudo.

À minha família pelo apoio, amor e compreensão.

À namorada pelo apoio, incentivo e companheirismo.

Aos amigos de longa data que me acompanham nessa jornada acadêmica na UEMA, projetos e vida pelo auxílio, incentivo e cobranças.

Aos companheiros de mestrado pelo companheirismo.

Ao Instituto Tecnológico de Aeronáutica e UEMA, pelo conhecimento intelectual passado pelos seus professores.

À FAPEMA, pelo apoio financeiro.

“Em seu coração o homem planeja o seu caminho, mas o Senhor determina os seus passos.”.
(Provérbios 16:9)

Resumo

As atividades espaciais agregam grande valor à sociedade tanto em quesitos tecnológicos como econômicos e sociais. Dessa forma, a busca pelo desenvolvimento e avanços nessa área mostra-se de grande importância, uma vez que tal segmento possui esperanças e realidades bastante promissoras. A análise e verificação de cenários de execução dessas atividades são essenciais já que necessitam de um alto grau de confiabilidade e segurança. É nessa linha que este trabalho é inserido, analisando cenários de lançamento de foguetes de localizado no Centro de Lançamento de Alcântara (CLA) que é uma das regiões estratégicas para o desenvolvimento do Programa Espacial Brasileiro. Neste trabalho é estudado o comportamento térmico da saída dos gases de uma tubeira em um lançador de foguetes de médio porte no ato do lançamento, avaliando via análise por elementos finitos para essas condições. Além disso, há a verificação da propagação do calor pelo ambiente, avaliando as distâncias de segurança que uma pessoa pode ser exposta durante o lançamento. Utilizando o software SolidWorks para modelagem e simulação de lançamento, traçou-se o gráfico de temperatura ao longo de pontos espalhados em um plano trigonométrico em três alturas diferentes, encontrando valores acima de 100 °C ainda no limite de uma área de 3600 metros quadrados, podendo ocasionar riscos de efeitos colaterais provenientes de queimaduras e aumento de impermeabilidade da pele.

Palavras-chave: Lançador de foguetes. Análise térmica. Simulação. Segurança

Abstract

Space activities add great value to society in technological, economic, and social terms. Thus, the pursuit of development and advances in this area is of great importance, since this segment has very promising hopes and realities. Analyzing and verifying scenarios for performing these activities is essential as they require a high degree of reliability and security. It is in this line that this work is inserted, analyzing rocket launch scenarios located at the Alcântara Launch Center (CLA) which is one of the strategic regions for the development of the Brazilian Space Program. In this work we study the thermal behavior of the nozzle exhaust gases in a midsize rocket at launch, evaluating via finite element analysis for these conditions. In addition, there is verification of the spread of heat through the environment by assessing the safety distances that a person may be exposed to during launch. Using SolidWorks software for launch modeling and simulation, the temperature plot was plotted along with points scattered on a trigonometric plane at three different heights, finding values above 100 ° C still within the limit of an area of 3600 square meters. cause risks of side effects of burns and increased skin impermeability.

Keywords: *Rocket launcher. Thermal analysis. Simulation. Safety*

Lista de Figuras

Figura 2.1 – Dependências do Centro de Lançamento de Alcântara – MA.	23
Figura 2.2 – VS30 sendo lançado no Centro de Lançamento de Alcântara.	24
Figura 2.3 – Lançamento FTI no lançador móvel do CLA.	25
Figura 2.4 - Localização do lançador de porte médio nas dependências do CLA.	25
Figura 2.5 – Lançador de Porte Médio.	26
Tabela 2.1 – Tempo de exposição para o limite da dor	27
Figuras 3.1 – Componentes do motor a propulsão sólida.	28
Figura 3.2 – Propulsor S30	29
Figura 3.3 – Tubeira supersônica convergente-divergente	30
Figura 3.5 – Espectros de radiação eletromagnética	34
Figura 5.1 – Metodologia empregada no processo.	39
Figura 5.2 – Janela de definição de parâmetros de escoamento.	40
Figura 5.3 – Janela de definição de parâmetro de fluido.	40
Figura 5.4 – Janela de definição de condições de contorno e ambiente.	41
Figura 5.5 – Círculo de segurança proposto separado por ângulo com intervalos de 45°.....	41
Figura 6.1 – Vista do foguete VS-30.	42
Figura 6.2 – Exemplificação de posicionamento angular do lançador.	42
Figura 6.4 – Base da estrutura do lançador.	43
Figura 6.5 – Camisa e fuso móvel do lançador.	44
Figura 6.6 – Lança treliçada da estrutura.	44
Figura 6.7 – Modelagem CAD lançador móvel de pequeno porte do CLA.	44
Figura 6.8 – Modelagem CAD no domínio computacional simétrico.	45
Tabela 6.1 – Parâmetros de malha e iteração.	46
Figura 6.9 – Caracterização da inserção dos parâmetros de entrada.	46
Tabela 6.2 – Parâmetros para inicialização da simulação.	47
Figura 6.10 – a) estrutura à 80 graus e à b) 85 graus.....	47
Figura 7.1 – Seção de corte de análise transiente do lançador a 80 graus.	49
Figura 7.2 – Verificação do círculo de análise em uma simulação a 80 graus.	50
Figura 7.3 – Temperaturas no raio a 0 grau para três alturas diferentes para elevação de 80 graus.	50

Figura 7.4 – Temperaturas no raio a 45 graus para três alturas diferentes para elevação de 80 graus.	51
Figura 7.5 - Temperaturas no raio a 315 graus para três alturas diferentes para elevação de 80 graus.	51
Figura 7.6 – Temperaturas no raio a 90 graus para três alturas diferentes para elevação de 80 graus.	52
Figura 7.7 - Temperaturas no raio a 270 graus para três alturas diferentes para elevação de 80 graus.	52
Figura 7.8 – Temperaturas no raio a 135 graus para três alturas diferentes para elevação de 80 graus.	53
Figura 7.9 - Temperaturas no raio a 225 graus para três alturas diferentes para elevação de 80 graus.	53
Figura 7.10 – Temperaturas no raio a 180 graus para três alturas diferentes para elevação de 80 graus.	54
Figura 7.11 – Seção de corte de análise transiente do lançador a 85 graus.	54
Figura 7.12 - Verificação do círculo de análise em uma simulação a 85 graus.	55
Figura 7.13 – Temperaturas no raio a 0 grau para três alturas diferentes para elevação de 85 graus.	55
Figura 7.14 – Temperaturas no raio a 45 graus para três alturas diferentes para elevação de 85 graus.	56
Figura 7.15 - Temperaturas no raio a 315 graus para três alturas diferentes para elevação de 85 graus.	56
Figura 7.16 – Temperaturas no raio a 90 graus para três alturas diferentes para elevação de 85 graus.	57
Figura 7.17 - Temperaturas no raio a 270 graus para três alturas diferentes para elevação de 85 graus.	57
Figura 7.18 – Temperaturas no raio a 135 graus para três alturas diferentes para elevação de 85 graus.	58
Figura 7.19 - Temperaturas no raio a 225 graus para três alturas diferentes para elevação de 85 graus.	58
Figura 7.20 – Temperaturas no raio a 180 graus para três alturas diferentes para elevação de 85 graus.	59

Lista de Tabelas

Tabela 2.1 – Tempo de exposição para o limite da dor	26
Tabela 5.1 – Parâmetros de malha e iteração.	46
Tabela 5.2 – Parâmetros para inicialização do simulação.	47

Lista de Abreviaturas e Siglas

AEB	Agência Espacial Brasileira
CLA	Centro de Lançamento de Alcântara
CLBI	Centro de Lançamento da Barreira do Inferno
FTB	Foguete de Treinamento Básico
FTI	Foguete de Treinamento Intermediário
VSB-30	Veículo de Sondagem Brasileiro
CAD	<i>Computer Aided Design</i>

Lista de Símbolos

F	Força de empuxo
v_e	Velocidade de escape dos gases
$\dot{m}$	Vazão de massa dos gases
A_s	Área de saída da tubeira
P_s	Pressão estática de saída
P_a	Pressão do ambiente
M	Número de Mach
v	Velocidade
a	Velocidade do som
A^*	Área da garganta
P_c	Pressão na câmara de combustão
T_c	Temperatura na câmara de combustão
R	Constante universal dos gases
γ	Razão de calores específicos
ε_i	Emissividade
T	Temperatura
P	Pressão
ρ	Densidade
ρ_c	Densidade de combustão
q_k	Pressão dinâmica
M_s	Número de Mach de saída
T_s	Temperatura de saída
M_m	Massa Molar
$\dot{q}$	Fluxo de calor
k	Condutividade térmica
α	Difusividade térmica
$\dot{q}_{conv}$	Fluxo de calor convectivo
h_e	Coefficiente de transferência térmica
A_p	Área da seção
T_s	Temperatura da seção

T_a	Temperatura ambiente
E	Calor por radiação
σ_B	Constante de Stefan-Boltzmann
$\dot{E}_{ENT}$	Fluxo de Energia que entra
$\dot{E}_{SAI}$	Fluxo de Energia que sai
$\dot{E}_G$	Fluxo de Energia da fonte
E_{ACU}	Fluxo de Energia acumulada
u	Velocidade do fluido
S_i	Força externa distribuída de massa por unidade de massa devido ao meio
τ	Tensor de cisalhamento viscoso
h	Entalpia
k	Energia cinética turbulenta
ε	Dissipação turbulenta
μ	Coefficiente de viscosidade dinâmica
P_B	Geração de turbulenta devido a forças de flutuação
C	Coefficientes
Pr	Número de Prandtl
Q_H	Fonte de calor

Sumário

1	INTRODUÇÃO.....	18
1.1	Objetivos.....	19
1.1.1	Geral.....	19
1.1.2	Específicos	19
1.2	Justificativa	19
1.3	Trabalhos Relacionados	20
1.4	Estrutura do Trabalho	21
2	ÁREAS DE LANÇAMENTO DE FOGUETES	23
2.1	Contextualização.....	23
2.2	Foguetes para Lançamento	23
2.3	Lançador de Médio Porte - CLA	25
2.4	Segurança.....	26
3	CONCEITOS E HIPÓTESES FUNDAMENTAIS.....	28
3.1	Componentes de propulsão	28
3.2	Propulsão	29
3.3	Princípios de Transferência de Calor	32
3.3.1	Condução	33
3.3.2	Convecção.....	33
3.3.3	Radiação.....	33
3.3.4	Balanco de Energia	34
4	FLUIDODINÂMICA COMPUTACIONAL	36
4.1	Etapas de Processamento	36
4.2	Software	37
4.3	Leis Governantes	37
5	METODOLOGIA.....	39

6	MODELAGEM COMPUTACIONAL.....	42
6.1	Descrição do Modelo Físico	42
6.2.	Modelagem CAD	43
6.2.1.	Domínio Computacional e Geração de Malha.....	45
6.2.2.	Definição de Parâmetros e Simulação	46
7.	RESULTADOS E DISCUSSÕES.....	49
7.1	Verificação com Elevação a 80 graus	49
7.2	Verificação com Elevação a 85 graus	54
8.	CONSIDERAÇÕES FINAIS	60
	REFERÊNCIAS	62

1 INTRODUÇÃO

A situação econômica e social de um país possui como um de seus indicadores o nível tecnológico e de informação que o mesmo possui, sendo atrelado intrinsecamente à capacidade de melhoria constante e busca por novas demandas de mercado com altos potenciais de atração de investimentos. Dessa forma, vem à tona o setor espacial que, se bem desenvolvido, tem a característica de agrupar todas essas vantagens de modo a avançar social e economicamente dentro de suas fronteiras assim como fora delas.

Sendo assim, países em desenvolvimento, buscam aprimorar e criar novas tecnologias próprias com o objetivo de fazer parte dessa fatia do mercado global. Entre estes países está o Brasil, que reúne características naturais essenciais para o avanço tecnológico nesse setor como sua posição privilegiada no globo e grande extensão territorial. Por se tratar de um país com extensões continentais, o mesmo possui aplicações em diversas áreas, desde levantamento e prospecção de recursos naturais até demandas de telecomunicação para cobrir o vasto território (AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA, 2018a).

O país iniciou suas articulações na década de 1940 e realizou avanços importantes para o Programa Espacial Brasileiro, como a criação de centros de lançamentos como o de Alcântara (CLA - MA) e Barreira do Inferno (CLBI - RN), para serem pontos tecnológicos e de pesquisas, além da criação da família de foguetes de sondagem como o SONDA IV, assim como a de veículos lançadores de satélites, como o VLS.

Além dos avanços tecnológicos e políticos para fabricação de veículos, é necessário atenção redobrada para a segurança e confiabilidade de testes e lançamentos, uma vez que a atividade espacial é um segmento que apresenta necessidade de um alto índice nesses quesitos, já que há componentes que trabalham com elevados níveis de carga inflamável, em que o mínimo erro ou falha pode causar acidentes catastróficos, como o caso ocorrido em 2003 no Centro de Lançamento de Alcântara, causando impacto social e econômico para o país (PALMÉRIO, 2016).

1.1 Objetivos

1.1.1 Geral

Modelar e simular computacionalmente as principais distribuições de calor no espaço ocorridas no momento do lançamento na plataforma móvel de foguetes localizado no Centro de Lançamento de Alcântara – CLA, analisando a saída dos gases na tubeira, além de averiguar raios de segurança devido à proximidade com a fonte.

1.1.2 Específicos

- Realizar a modelagem em ambiente CAD dos principais componentes da estrutura do lançador móvel de foguetes no software SolidWorks;
- Levantamento de parâmetros para simulação de lançamento;
- Simular em ambiente CAD o lançamento de um veículo em dois ângulos de elevação diferentes;
- Analisar qualitativamente e comparar os resultados simulados verificando quanto à propagação de calor no ambiente;
- Averiguar distribuição de temperatura no espaço para traçado do raio de segurança devido à fonte de calor no lançamento.

1.2 Justificativa

O Brasil possui atualmente dois centros de lançamentos como mencionado anteriormente: CLA e CLBI. O localizado no Rio Grande do Norte foi o primeiro a ser construído, mas mesmo possuindo diversas características vantajosas, apresenta restrições importantes para lançamento de veículos de maior porte. Dessa forma, após estudos para seleção da área mais adequada, escolheu-se Alcântara para ser a sede do novo centro, sendo capaz de reunir características singulares, possuindo vantagens operacionais e econômicas, como ganho de energia relativo à velocidade tangencial gerada pela rotação da terra e a economia de propelente ou combustível devido à proximidade com a linha do Equador (FORÇA ÁREA BRASILEIRA, [s.d.]). O CLA conta com plataformas destinadas a foguetes do tipo sonda-

gem e do lançador de satélites de pequeno porte. Este trabalho se focou ao lançador móvel de foguetes.

Para alcançar um patamar de competitividade e capacidade de atrair investidores em um setor restrito e altamente promissor, é necessário realizar diversos treinamentos e testes de forma periódica, através da validação de plataformas de lançamento, componentes dos veículos, eventos testes com foguetes menores para verificação operacional do local e dos profissionais, além dos requisitos de segurança (FORÇA ÁREA BRASILEIRA, [s.d.]).

Entre os diversos aspectos importantes no quesito operacional relacionado à segurança, há dois que devem ser observados. Um é a confiabilidade estrutural dos lançadores e o outro é a previsão de riscos devido à proximidade de pessoas nos lançamentos.

Durante os lançamentos mesmo que por um período de tempo relativamente reduzido, há uma intensa e elevada temperatura devido ao escape dos gases do foguete. Além disso, há missões de treinamento que ocorrem de forma periódica como em campanhas de lançamentos de FTB e FTI ou em até de veículos maiores como VS-30 e VSB-30.

Para avaliar tal situação há diferentes linhas de pesquisas como estudos teóricos, análises experimentais e aplicações computacionais. Porém, as análises experimentais apesar de proporcionar bons resultados, possuem agravantes, como elevado grau de complexidade e alto custo de tempo, material e equipamento. Dessa forma, as aplicações computacionais surgiram como ferramentas capazes de proporcionar resultados com boa aproximação, com custos menores, adequando as simplificações possíveis e necessárias, além de evitar situações de perigo. Entre essas aplicações podem-se encontrar o Método de Elementos Finitos e Método de Volumes Finitos.

A indústria aeroespacial é de custo muito elevado necessitando dos melhores métodos e alta capacidade de prever acidentes ou situações de perigo e é baseando-se nisto que este trabalho visou realizar a verificação do comportamento da distribuição de temperatura no ambiente através de simulações computacionais de modo a trazer dados para estudos iniciais e levantamentos de cenários de lançamento.

1.3 Trabalhos Relacionados

Esta pesquisa visou simular as condições e efeitos térmicos do lançamento de foguetes não guiados na plataforma de médio porte do CLA. Para isso, buscaram-se referências

relacionadas à apresentação de metodologias necessárias para modelar a saída dos gases na tubeira do foguete para verificação.

Em ZHA *et al* (2018), apresenta-se uma análise de um foguete com quatro tubeiras, sendo simulado pelo software comercial *FLUENT* e obtendo dados como velocidade do campo de fluxo, pressão e temperatura, variando entre 1360 K a 3200 K, condizentes com os lançamentos, utilizando dados de ambiente de voo real para condições de contorno inseridas.

No trabalho proposto por SRINIVAS e POTTI (2014) é realizada não só a simulação, mas também a modelagem de uma tubeira utilizando o Método das Características e Função Fluxo. Também é utilizado o *FLUENT* para a obtenção de dados de simulação, adotando dados de entrada oriundos do programa desenvolvido pela NASA para composição e propriedades da composição dos propelentes. Com os resultados é possível verificar também os valores de temperatura na entrada e saída da tubeira modelada. Utilizando a mesma metodologia e processo, VENKATESH e REDDY, J. (2015) verificou também resultados como temperatura e pressão estática.

Em LI *et al* (2007) é realizado um estudo sobre a saída dos gases e comportamento da transferência de calor para uma tubeira com seção final retangular, tentando encontrar uma otimização da geometria e ganhos em eficiência.

Seguindo o mesmo padrão dos trabalhos citados anteriormente, SHAHIN (2017) analisa também através de software comercial as propriedades da saída transitória dos gases do motor J-2X durante o lançamento. Porém, verifica-se a saída dos gases para o ambiente, o que se assemelha ao comportamento esperado na simulação a ser estudada nesta pesquisa.

Há também o trabalho proposto por IORTYER *et al* (2017) que propõe um estudo de variação da tubeira para verificação dos seus efeitos, analisando a pressão de saída, mas utilizando a simulação de forma interna.

Porém, nenhuma das referências apresenta uma utilização desses dados para verificação de raio de segurança para quesitos operacionais e estrutura do lançador. Dessa forma, essa pesquisa visou buscar através das metodologias apresentadas a análise dessas distribuições nas direções propostas durante o lançamento de veículos não guiados.

1.4 Estrutura do Trabalho

A estrutura do trabalho conta com a apresentação dos principais conceitos e formulações, modelagem e simulação, análise de resultados e considerações dos mesmos.

No Capítulo 2 é apresentado o referencial teórico sobre a área de lançamento, bem como instruções e parâmetros de segurança, com o objetivo de introduzir aos procedimentos operacionais.

No Capítulo 3 são apresentados os principais conceitos e formulações da descrição do problema.

O Capítulo 4 mostra os conceitos e as principais leis governantes da fluidodinâmica computacional, abordada de forma matemática.

A descrição da metodologia e o passo a passo da modelagem computacional são explanados no capítulo no Capítulo 5, mostrando parâmetros e hipóteses.

Já no Capítulo 6 faz-se um resumo da metodologia de estudo, simulação e análise adotada.

No Capítulo 7 apresentam-se os resultados das simulações com as análises e discussões de cada resposta simulada quanto à distribuição e propagação do calor.

Por fim, no Capítulo 8 são apresentadas as devidas considerações finais juntamente com as sugestões para trabalhos futuros.

2 ÁREAS DE LANÇAMENTO DE FOGUETES

2.1 Contextualização

Para a operação de lançamento de foguetes são necessárias diversas instalações e procedimentos especializados. Para isso foram criados os centros espaciais, também chamados de centros de lançamento, de onde partem veículos de sondagem e lançadores, carregando experimentos espaciais e testes, havendo como uma de suas obrigações o estabelecimento de procedimentos de segurança para cada tipo de operação. Atualmente, o Brasil possui dois: o Centro de Lançamento de Barreira do Inferno, localizado no estado do Rio Grande do Norte e o Centro de Lançamento de Alcântara, localizado no estado do Maranhão, sendo apenas o último com capacidade operacional para veículos maiores (AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA, 2018b). Na Figura 2.1 é possível verificar algumas dependências do CLA.



Figura 2.1 – Dependências do Centro de Lançamento de Alcântara – MA (AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA, 2018b).

2.2 Foguetes para Lançamento

O início de um programa espacial é marcado por muitos treinamentos e desenvolvimento de ideias, sendo necessária a utilização de métodos capazes de suprir em tempo gradual o avanço tecnológico. No Brasil, iniciou-se pela constituição de foguetes de sondagem, que

são veículos não controlados projetados para missões suborbitais, capazes de levar cargas úteis com experimentos científicos e tecnológicos. São de extrema importância, pois permitem ações práticas com risco e investimento baixos em relação a veículos de maiores portes. Na Figura 2.2, pode-se verificar um foguete sonda VS 30 sendo lançado de um lançador móvel no CLA, utilizado como forma de realizar experimentos e testes operacionais (PALMÉRIO, 2016).



Figura 2.2 – VS30 sendo lançado no Centro de Lançamento de Alcântara (AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA, 2018b).

Assim como os veículos sonda, o PNAE optou pela realização de lançamentos de foguetes de treinamento básico e intermediário (FTB e FTI, respectivamente). Esses também tem como vantagem a realização de operações a baixo custo com o objetivo de capacitação de pessoal e testes das instalações operacionais do centro. A Figura 2.3 trás um lançamento de um FTI no lançador do CLA.



Figura 2.3 – Lançamento FTI no lançador móvel do CLA. (AEB, 2018).

2.3 Lançador de Médio Porte - CLA

O lançador móvel médio porte que foi objeto de estudo deste trabalho possui sua localização mostrada na Figura 2.4. É importante situar este ponto, pois um dos objetivos do estudo é mostrar o calor gerado no ato do lançamento. A dependência mais próxima do lançador é o Centro de Controle Avançado, também chamado Casa Mata.

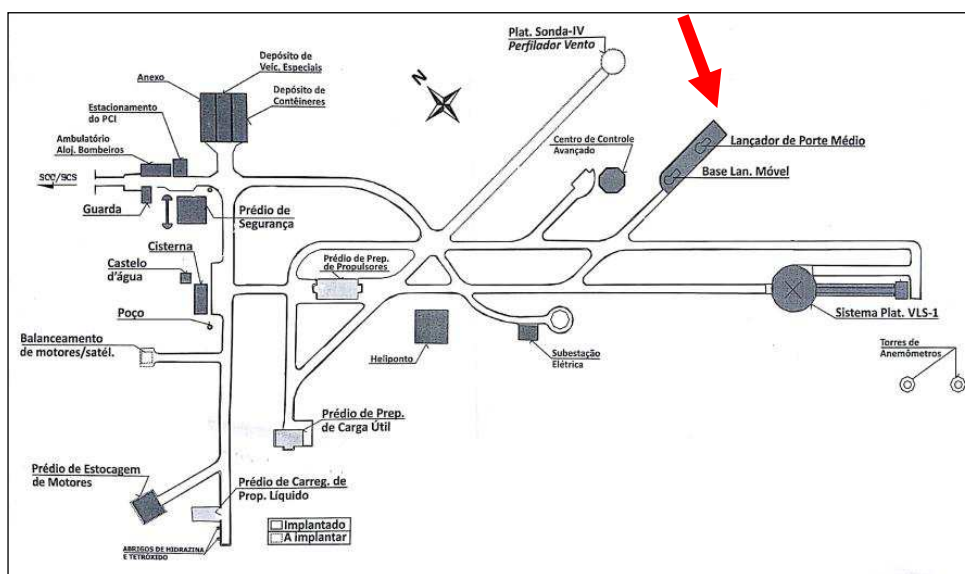


Figura 2.4 - Localização do lançador de porte médio nas dependências do CLA (CENTRO DE LANÇAMENTO DE ALCÂNTARA adaptado, [s.d.]).

Conforme se pode verificar, há dois lançadores móveis. Porém será avaliada a operação apenas no lançador de médio porte mostrado na Figura 2.5. A sua estrutura é composta

por três elementos principais que serão levados à análise de forma macro: a sua base, composta pela parte inferior e superior, o fuso e a lança.



Figura 2.5 – Lançador de Porte Médio.

2.4 Segurança

Um centro de lançamento é um ambiente que está aberto a diversas situações que podem comprometer a segurança de equipamentos, de quem os manuseia ou está próximo durante algum acontecimento. Este trabalho focou-se na segurança relacionada às altas temperaturas geradas durante o lançamento de um veículo espacial, sendo mais específico, de um foguete de treinamento ou de sondagem, avaliando às condições de aproximação de uma pessoa à exposição de tais situações.

Segundo AMERICAN PETROLEUM INSTITUTE (2007), apud (STOLL, 1958), através de experimentos com humanos, o limite da dor chega a oito e bolhas ocorrem em vinte segundos se a exposição à intensidade de $6,3 \text{ KW/m}^2$. No mesmo estudo, em ratos brancos, a queima da pele se dá pela exposição a seis segundos com intensidade de $23,7 \text{ KW/m}^2$. Esses valores já são razoavelmente suficientes para causar algum impacto no corpo humano, mesmo que em pouco tempo de contato ou aproximação.

Porém, quando se fala em lançamento de foguetes, esses valores de intensidade se elevam bastante, uma vez que há um manuseio de produtos altamente inflamáveis e queimas gerando temperaturas podendo chegar à casa do milhar, o que aumenta ainda mais a preocupação com procedimentos e dados de segurança. Na Tabela 2.1, pode-se verificar o tempo de exposição necessário para alcançar o limite da dor, variando a intensidade de radiação.

Tabela 2.1 – Tempo de exposição para o limite da dor (AMERICAN PETROLEUM INSTITUTE, 2007).

Intensidade de Radiação (KW/m²)	Limite de Tempo para Dor (s)
1,74	60
2,33	40
2,90	30
4,73	16
6,94	9
9,46	6
11,67	4
19,87	2

As condições que ocorrem em um lançamento são consideradas críticas, seguindo a escala de temperatura e fluxo dos bombeiros, já que são temperaturas acima de 235°C e radiação térmica acima de 10KW/m², existindo risco de óbito, além de outras sensações como estresse térmico, fadiga, câimbra, desorientação, desidratação e queimaduras (BRAGA, 2010).

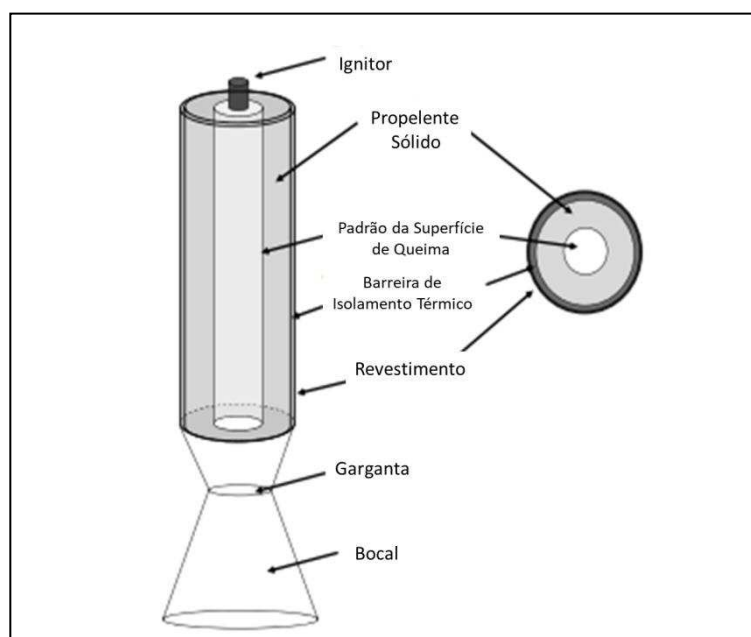
Segundo PARK *et al* (2008), a exposição à temperaturas acima de 100°C por menos de um segundo já é suficiente para aumentar drasticamente a permeabilidade da pele. É importante então estimular tempos reação e mobilidade frente a casos extremos ou até mesmo elevar ao máximo os fatores de segurança de distanciamento. Dessa forma, com base em dados simulados e levando-se em conta o limite da dor e consequências de exposição, será visto em seções posteriores faixas de intensidade de radiação temperatura, podendo fazer comparações às suportadas por uma pessoa.

3 CONCEITOS E HIPÓTESES FUNDAMENTAIS

3.1 Componentes de propulsão

O objetivo do estudo é analisar as temperaturas ao longo do raio de aproximação no momento do lançamento. Dessa forma, focou-se no primeiro e único estágio do foguete em estudo.

Para operação, estes veículos contam com propulsores, que por sua vez possuem itens indispensáveis para o seu funcionamento como envelope motor, proteções térmicas, propelente, tubeira e ignitor, havendo a reunião de características necessárias para a geração de empuxo. O motor simulado foi o S30 o qual possui propulsão sólida que entre as suas vantagens está o menor custo, maior confiabilidade pela simplicidade e menor número de componentes (PALMÉRIO, 2016). A Figura 3.1 mostra os principais componentes de forma simplificada.



Figuras 3.1 – Componentes do motor a propulsão sólida (adaptado TAYLOR, 2017).

No topo há o ignitor que é usado para ligar o motor que gera uma chama que fornece a energia para que toda superfície interna do bloco inicie a queima ao mesmo tempo. No envelope do motor e com as proteções térmicas, há a combustão e na parte posterior da câmara, há

a entrada para o bocal convergente-divergente, onde o fluxo é acelerado para fora do motor para gerar o impulso desejado (TAYLOR, 2017). Esse bocal é chamado de tubeira, a qual é constituída de material específico para suportar as altas temperaturas e permitir a passagem com baixo atrito de gases que são gerados na queima a temperaturas de 3000 K como, por exemplo, o motor em análise que é capaz de produzir um empuxo médio de 108 kN no vácuo através da queima de 860 kg de propelente por cerca de 30 segundos (PALMÉRIO, 2016).

3.2 Propulsão

Para simulação de fluxo e verificação das temperaturas dos gases na saída da tubeira dos foguetes ejetados em alta velocidade promovendo o empuxo que fará a movimentação, se faz necessário entender como se comportam as variáveis responsáveis pelo empuxo.

A propulsão utilizada nos foguetes nacionais construídos até o momento é de propulsão sólida, que entre algumas vantagens estão o menor custo de desenvolvimento, maior simplicidade e estocável por longos períodos (PALMÉRIO 2016). Um exemplo de um propulsor desse tipo está na Figura 3.2.



Figura 3.2 – Propulsor S30 (PALMÉRIO, 2016)

A câmara de combustão é rígida, expandido o gás quando aquecido. A temperatura neste componente é conhecida através das propriedades do propelente utilizado e a pressão pela taxa em que é queimado. Estas propriedades são o seu peso molecular e qualquer um, entre seu calor específico à pressão constante ou volume constante ou razão de calor específico (VENKATESH & REDDY, J., 2015).

Através da integração das pressões da tubeira e câmara (interna), assim como a do ar (externa) que devem atuar sobre o veículo, chega-se a expressão do empuxo mostrada na Equação 3.1.

$$F = v_e \dot{m} + A_s(P_s - P_a) \quad (3.1)$$

O empuxo é gerado pelos gases na combustão que escapam a alta temperatura e pressão que, passando por um bocal, acelera o fluxo. A tubeira, que entre seus tipos foi estudada a supersônica, conforme mostrada na Figura 3.3, apresentando a parte do bocal convergente, levando à garganta e, posteriormente um bocal divergente (NASA, 2014).

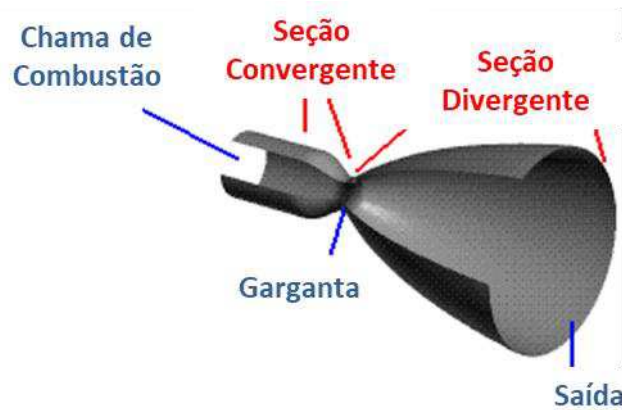


Figura 3.3 – Tubeira supersônica convergente-divergente (adaptado NASA, 2015).

É na garganta onde os gases atingem número de Mach 1, que por sua vez é representado pela Equação 3.2.

$$M = \frac{v}{a} \quad (3.2)$$

Analisando esse tipo de tubeira, o fluxo se comprime e expande gradualmente, fazendo com que os valores de suas condições se modifiquem e retornem aos mesmos valores, considerando-se assim um processo reversível. Além disso, verificando a Segunda Lei da Termodinâmica, esse tipo de fluxo mantém sua entropia constante, ou seja, ele é isentrópico (TAYLOR, 2017).

O fluxo de massa na garganta, mostrado na Equação 3.3, considerando a condição de Mach e área para esta região, pode ser encontrado pelas propriedades na câmara de combustão como temperatura, pressão, razão de calores específico e constante dos gases (NASA, 2014).

$$\dot{m} = \frac{A^* P_c}{\sqrt{T_c}} \sqrt{\frac{\gamma}{R}} \left(\frac{\gamma + 1}{2} \right)^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (3.3)$$

O comportamento de algumas dessas variáveis durante o fluxo na tubeira podem ser vistas na Figura 3.4.

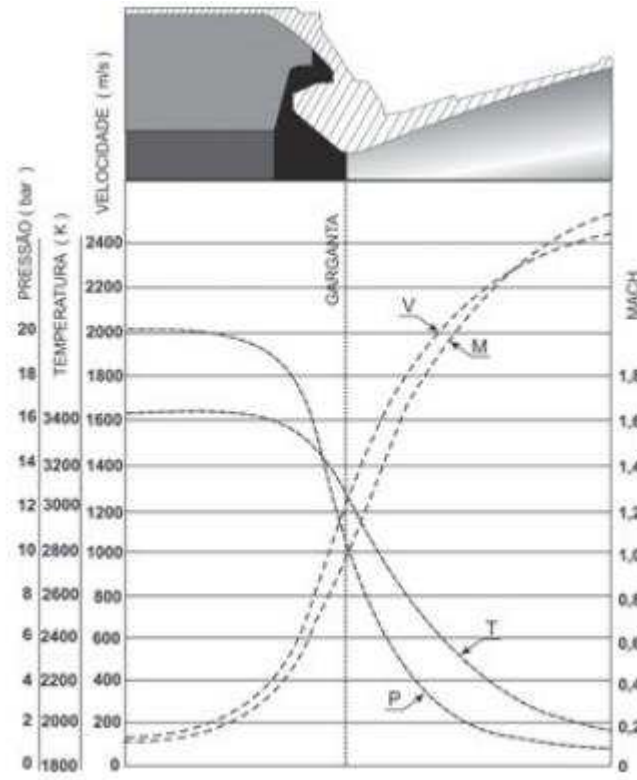


Figura 3.4 – Variações de parâmetros em uma tubeira supersônica (PALMÉRIO, 2016).

Considerando um gás ideal compressível, pode-se relacionar também a área da garganta com qualquer área de saída, chamada também de razão de expansão, relacionando razão de calores específicos ou pressão de saída e da chama ou utilizando uma simplificação, apenas com o número de Mach (TAYLOR, 2009). Vide Equação 3.4.

$$\frac{A_s}{A^*} = \frac{\gamma \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}{\sqrt{\left(\frac{P_s}{P_c} \right)^{\frac{2}{\gamma}} \left(1 - \left(\frac{P_s}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right)}} = \frac{1}{M} \left(\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2}{\frac{\gamma+1}{2}} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (3.4)$$

Através da equação de estado e das relações isentrópicas é possível realizar uma relação entre a pressão e temperatura na câmara e na saída, além da densidade utilizando as Equações 3.5, 3.6 e 3.7. Na Equação 3.8, define-se a pressão dinâmica (NASA, 2014).

$$\frac{P}{P_c} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} + M^2\right)^{\frac{-\gamma}{\gamma - 1}} \quad (3.5)$$

$$\frac{T}{T_c} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} + M^2\right)^{-1} \quad (3.6)$$

$$\frac{\rho}{\rho_c} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} + M^2\right)^{\frac{-1}{\gamma - 1}} \quad (3.7)$$

$$q_k = \frac{1}{2} \rho v^2 = \frac{\gamma}{2} P M^2 \quad (3.8)$$

Com os parâmetros de saída definidos, encontra-se a velocidade de saída pela Equação 3.9, ou com parâmetros de entrada e pressão de saída pela Equação 3.10 (TAYLOR, 2017).

$$v_e = M_s \sqrt{\gamma R T_s} \quad (3.9)$$

$$v_e = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma - 1} \frac{R}{M_m} T_c} \left(1 - \left(\frac{P_s}{P_c}\right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}}\right) \quad (3.10)$$

3.3 Princípios de Transferência de Calor

Como verificado na seção anterior, em foguetes com combustíveis sólidos, o gás gerado é produzido pela queima do propelente, dada pela combustão. Esses gases são escapados em altas temperaturas por conta da energia transferida em forma de calor.

Esse calor gerado pode se relacionar com sua vizinhança e o ambiente na forma de troca de energia. Isso pode se dar por transferência que pode ocorrer entre os meios devido a uma diferença de temperaturas sendo ocasionadas por até três mecanismos diferentes: condução, convecção e radiação.

3.3.1 Condução

Este mecanismo de transferência de calor é proveniente da agitação atômica ou molecular devido a um gradiente de temperatura que se propaga no sentido das temperaturas mais altas para as mais baixas e, necessariamente, depende de um meio material para que possa ocorrer (INCROPERA, 2008). Ao analisar uma estrutura submetida a altas temperaturas como a de um lançador de foguete em que sua propagação se dá predominantemente por condução, utilizar-se-á a Equação 3.11, conhecida como a equação do calor, derivada das Leis de Fourier e da conservação da energia.

$$\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} + \frac{\dot{q}}{k} = \frac{1}{\alpha} \frac{\partial T}{\partial t} \quad (3.11)$$

3.3.2 Convecção

A convecção por sua vez, é o mecanismo de transferência de energia entre um meio sólido e outro líquido ou gasoso, envolvendo os efeitos combinados de condução e movimento de um fluido. Ocorre em sua maioria em superfícies que são expostas a um meio a uma temperatura especificada (ÇENGEL, 2011). No caso da análise em estudo será trabalhado o conceito de convecção forçada, já que o fluido será forçado a fluir sobre a superfície da estrutura devido aos gases expelidos na propulsão do foguete. A Equação 3.12 representa a lei de Newton do resfriamento, a qual é a responsável por fornecer a taxa de transferência de calor por convecção.

$$\dot{q}_{conv} = h_e A_p (T_s - T_a) \quad (3.12)$$

3.3.3 Radiação

A radiação ocorre por meio de ondas eletromagnéticas resultantes de mudanças nas configurações eletrônicas dos átomos e podem ser absorvidas, transmitidas ou refletidas em

uma superfície (NUNES, 2014). Neste modo não se faz necessária a presença de um meio, já que se propaga no vácuo, considerada, normalmente, como o um fenômeno superficial (ÇENGEL, 2009). Na Figura 3.5, encontram-se os espectros da radiação eletromagnética.

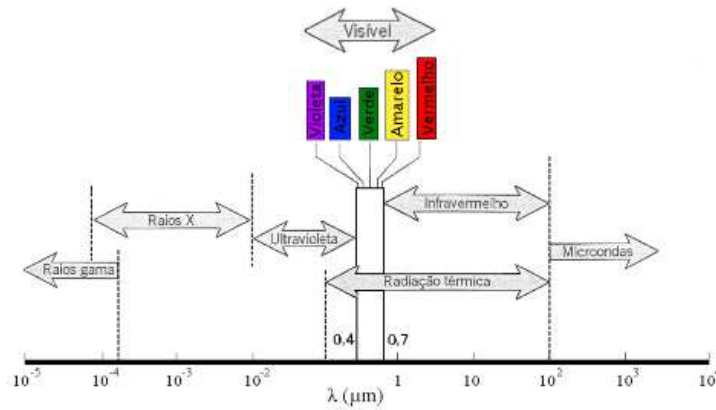


Figura 3.5 – Espectros de radiação eletromagnética (ÇENGEL, 2009).

Quando a radiação incidente em um corpo é totalmente absorvida por ele, obtém-se o chamado corpo negro, que também é um emissor perfeito. A quantidade de radiação emitida por uma superfície como essa é encontrada pela Lei de Stefan-Boltzman. Porém, não há nenhum corpo real que se comporte dessa maneira, sendo necessário aplicar o parâmetro da emissividade na formulação (Equação 3.13) que relaciona a radiação total emitida de um corpo qualquer com a emitida por um corpo negro, podendo variar entre zero e um.

$$E = \varepsilon_i \sigma_B T^4 \quad (3.13)$$

O fluxo de calor deste mecanismo pode ser encontrado através da Equação 3.14, que mostra a área da superfície em estudo. Como envolve a quarta potência não é linear.

$$E = \varepsilon_i \sigma_B (T_2^4 - T_1^4) A \quad (3.14)$$

3.3.4 Balanço de Energia

Aplicando-se a Primeira Lei da Termodinâmica, que enuncia que a quantidade de energia que entra menos a que sai do mesmo volume de controle deve ser igual ao aumento da

energia armazenada, acrescentando ainda a parcela referente ao à geração de energia, chega-se a Equação 3.15 em termos de taxas (INCROPERA, 2008).

$$\frac{dE_{ACU}}{dt} = \dot{E}_{ENT} - \dot{E}_{SAI} + \dot{E}_G \quad (3.15)$$

4 FLUIDODINÂMICA COMPUTACIONAL

A fluidodinâmica computacional vem crescendo e se desenvolvendo com o avanço tecnológico, permitindo a elaboração de estudos de fluxos tridimensionais e cálculos de transferência de calor. A utilização dessa técnica permite algumas vantagens que valem ser destacadas como a redução dos prazos e custos envolvidos, assim como a capacidade de analisar sistemas em condições que impõe perigo e situações de anormalidade como, por exemplo, estudos de segurança e cenários de acidentes (VERSTEEG, H K; MALALASEKERA, 2007). É possível construir códigos para a implementação ou utilizar softwares comerciais, aplicando condições de contorno em uma modelagem CAD, como a exemplo deste trabalho.

4.1 Etapas de Processamento

O processo de simulação ocorre em etapas muito bem definidas, iniciando-se pela identificação do problema, no qual serão definidos parâmetros e simplificações, caso necessário. Após essa etapa ou em conjunto é criada a geometria a ser analisada, realizando sua modelagem CAD em 2D ou 3D, dependendo da análise, sendo importante restringir apenas à parte que interesse para verificação.

Com o objeto criado deve-se realizar a criação da malha, que no caso em estudo, será trabalhado com volumes finitos com nós, os quais são volumes de controle que carregarão informações das leis governantes, parâmetros pré-configurados e condições de contorno, adotando o princípio do “dividir para conquistar”, desmembrando um problema complexo em problemas menores para solução do problema (VERSTEEG, H K; MALALASEKERA, 2007).

Assim, utilizando um *solver*, o qual é um componente carregado com um método numérico de resolução, há o método iterativo de modo a convergir para uma solução. Após essa etapa há o pós-processamento que permite a configuração e visualização dos resultados (MALISKA, 1995). O software aqui utilizado será o *SolidWorks* para modelagem das geometrias e o seu complemento *Flow Simulation* para as simulações.

4.2 Software

O *Flow Simulation*, como dito anteriormente, é um complemento do *SolidWorks*, que é uma plataforma CAD, onde é possível criar as geometrias estudadas e simulá-las posteriormente. A malha cartesiana que é empregada nesse software permite que, através de uma malha computacional com células fluidas para análises de fluxo em regiões fluidas, sólidas para transferência de calor e cálculo de corrente elétrica direta em regiões sólidas e parciais, realize cálculos multifísicos conjugados. As análises de fluxo e condução térmica podem ser realizadas separadamente, além de acoplar esses cálculos em modelos diferentes de radiação (SOBACHKIN; DUMNOV, 2013)

4.3 Leis Governantes

As formulações governantes passam pela resolução das equações de Navier-Stokes, as quais estão as formulações das leis de massa, momento, e conservação de energia dos fluxos, sendo um problema especificado pela definição de suas geometrias, condições de contorno e iniciais. Esse sistema emprega equações de transporte de energia cinética turbulenta e sua taxa de dissipação, chamado também de modelo k- ε (SOBACHKIN; DUMNOV, 2013).

Nas regiões fluidas, há a solução das equações de Navier-Stokes mostradas nas Equações 4.1, 4.2, 4.3 e 4.4.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) = 0 \quad (4.1)$$

$$\frac{\partial \rho u_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) + \frac{\partial p}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j}(\tau_{ij} + \tau_{ij}^R) + S_i \quad i = 1, 2, 3 \quad (4.2)$$

$$\frac{\partial \rho H}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_i H}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(u_j (\tau_{ij} + \tau_{ij}^R) + q_i \right) + \frac{\partial p}{\partial t} - \tau_{ij}^R \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \rho \varepsilon + S_i u_i + Q_H \quad (4.3)$$

$$H = h + \frac{u^2}{2} \quad (4.4)$$

De forma a resolver as equações com maior complexidade quando o número de Reynolds se excede, passando por um determinado valor crítico, utilizar-se o modelo turbulento k- ε modificado com funções de amortecimento de Lam e Bremhorst. Ele descreve fluxos la-

minares, turbulentos e transitórios de fluidos homogêneos consistindo nas leis de conservação de turbulência, mostradas nas Equações 4.5 e 4.6, além do fluxo de calor no modelo turbulento mostrado na Equação 4.7.

$$\frac{\partial \rho k}{\partial t} + \frac{\partial \rho k u_i}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right) + \tau_{ij}^R \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \rho \varepsilon + \mu_t P_B, \quad (4.5)$$

$$\frac{\partial \rho \varepsilon}{\partial t} + \frac{\partial \rho \varepsilon u_i}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i} \right) + C_{\varepsilon 1} \frac{\varepsilon}{k} \left(f_1 \tau_{ij}^R \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + C_B \mu_t P_B \right) - f_2 C_{\varepsilon 2} \frac{\rho \varepsilon^2}{k} \quad (4.6)$$

$$q_i = \left(\frac{\mu}{\text{Pr}} + \frac{\mu_t}{\sigma_c} \right) \frac{\partial h}{\partial x_i}, \quad i = 1, 2, 3 \quad (4.7)$$

Para a alta velocidade de fluidos compressíveis e com choques de onda, utiliza-se as equações de energia, mostradas nas Equações 4.8 e 4.9.

$$\frac{\partial \rho E}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_i \left(E + \frac{p}{\rho} \right)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(u_j (\tau_{ij} + \tau_{ij}^R) + q_i \right) - \tau_{ij}^R \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \rho \varepsilon + S_i u_i + Q_H \quad (4.8)$$

$$E = e + \frac{u^2}{2}, \quad (4.9)$$

Nas regiões sólidas, o *Flow Simulation*, calcula dois fenômenos físicos, mas restringindo-se apenas à condução de calor, tem-se na Equação 4.10:

$$\frac{\partial \rho e}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\lambda_i \frac{\partial T}{\partial x_i} \right) + Q_H \quad (4.10)$$

5 METODOLOGIA

O método do processo se dará pelo fluxograma apresentado na Figura 5.1.

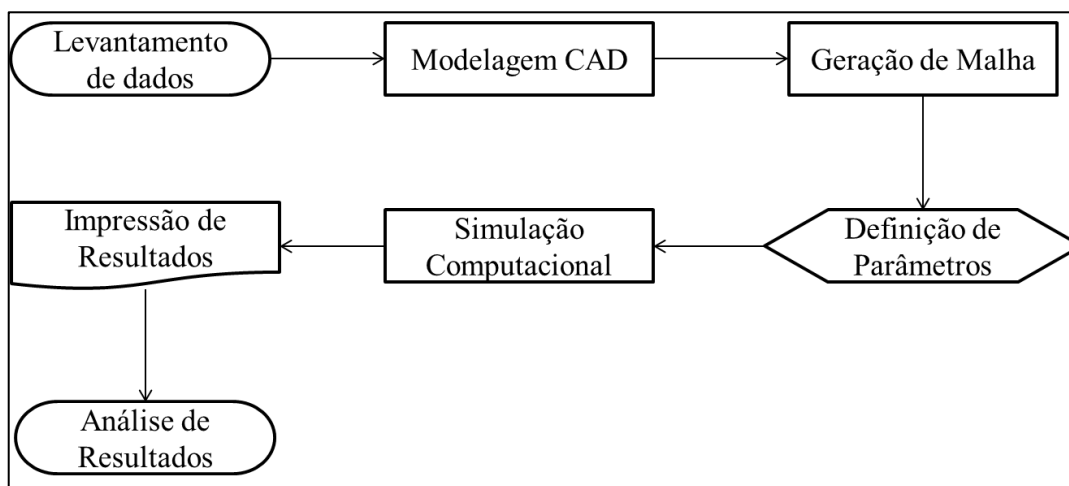


Figura 5.1 – Metodologia empregada no processo.

No primeiro momento, foi realizado um levantamento visual em campo com o objetivo de avaliar a área, componentes, dimensões da estrutura e mecanismo de lançamento. Também foram verificados quais foguetes o lançador já realizou missão. Com os principais componentes e dimensões foi realizado a modelagem em CAD no software SolidWorks sendo estes a lança, a camisa móvel, e base, além da tubeira. Posteriormente, adotando Palmério (2016), definiram-se os parâmetros de entrada para a simulação, sendo estes a pressão e temperatura total na entrada da tubeira.

Para a simulação, adotou-se o suplemento *Flow Simulation* que possui interface integrada com o programa no qual é possível realizar a parametrização dos parâmetros através de janelas para inserção dos valores. A Figura 5.2 mostra a janela de definição de parâmetros de escoamento, como a utilização do escoamento externo sem cavidades, a inserção da gravidade, tempo para o regime transiente, além da inserção de radiação. É possível também indicar o sentido e direção do fluxo.

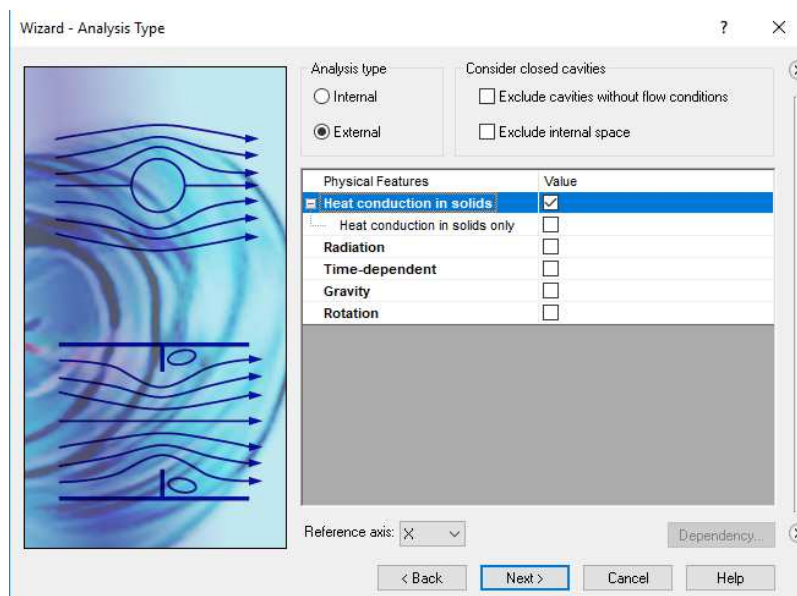


Figura 5.2 – Janela de definição de parâmetros de escoamento.

Na Figura 5.3, há a etapa da escolha de qual será o fluido a ser escoado, sendo também possível a criação de um inserindo as propriedades ou utilizando a biblioteca.

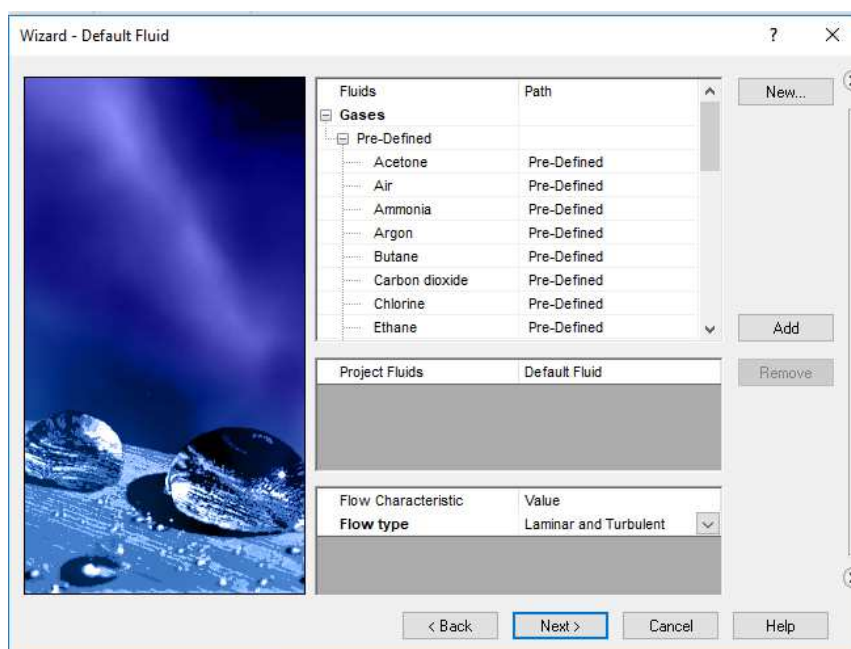


Figura 5.3 – Janela de definição de parâmetro de fluido.

Já na Figura 5.4 mostra a janela de inserção de dados de contorno como temperatura inicial dos sólidos e do ambiente, assim com pressão. Também é possível inserir velocidade de fluxo externo nas três direções cartesianas.

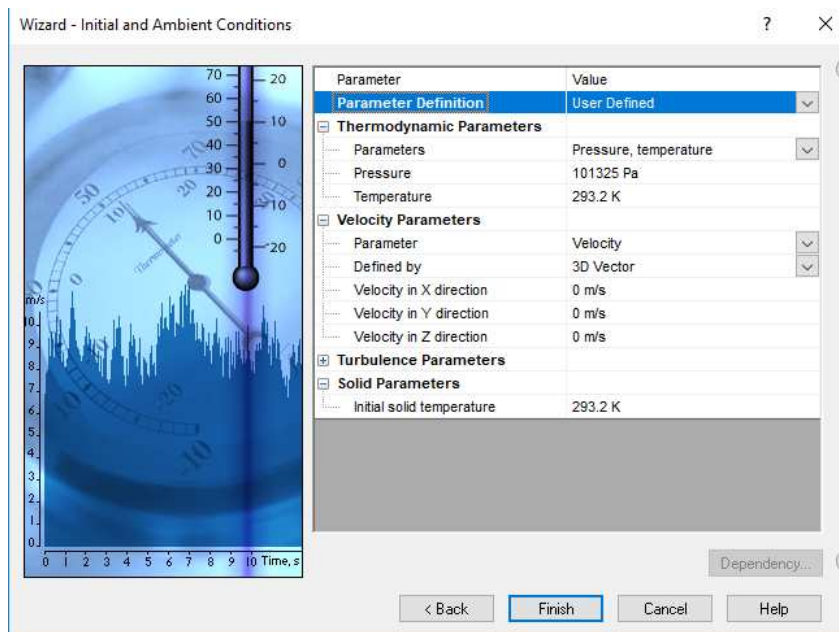


Figura 5.4 – Janela de definição de condições de contorno e ambiente.

Após a realização da simulação os resultados foram impressos com imagens de corte da área do lançador. Além disso, realizou-se a análise da distribuição da temperatura no espaço para uma círculo de segurança de 60 metros de diâmetro em três alturas diferentes: zero, um e dois metros. O círculo proposto se encontra na Figura 5.5.

Foram gerados os gráficos levando-se em conta os raios e três alturas diferentes, sendo estas de zero, um e dois metros, com o objetivo de verificar a distribuição no chão, a meia altura do corpo e na parte superior, respectivamente.

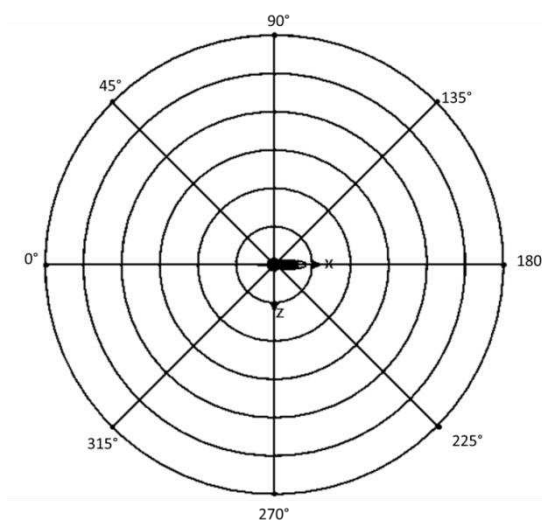


Figura 5.5 – Círculo de segurança proposto separado por ângulo com intervalos de 45°.

6 MODELAGEM COMPUTACIONAL

6.1 Descrição do Modelo Físico

O modelo físico partiu da posição de um foguete VS30 em um lançador de médio porte localizado no CLA. A estrutura é mostrada na Figura 2.5 e o VS-30 na Figura 6.1.



Figura 6.1 – Vista do foguete VS-30 (PALMÉRIO, 2016).

O posicionamento do lançador se dará em dois ângulos diferentes, que são as elevações máximas propostas no manual de segurança do CLA, com o objetivo de verificar a distribuição de calor na área de segurança do lançamento conforme mostrado na Figura 6.2.

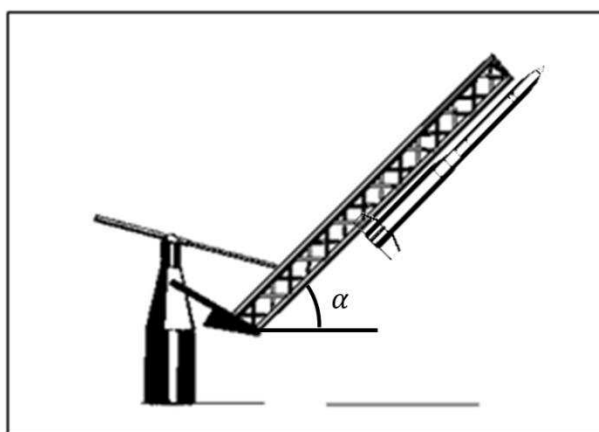


Figura 6.2 – Exemplificação de posicionamento angular do lançador.

Os gases são gerados na câmara de combustão, que de acordo com o propelente usado tem temperaturas e pressões definidas, os quais são escapados pela tubeira com o objetivo proporcionar mais velocidade e impulsão na sua saída, alterando essas propriedades ao longo da passagem. O escape dos gases a altas temperaturas, mesmo que por poucos segundos, geram uma transmissão de energia para a estrutura e para o meio, na forma de propagação do calor.

Aqui serão levantadas algumas hipóteses para simplificação do modelo e diminuição do esforço computacional empregado, como fluxo isentrópico, adiabático e reversível.

6.2. Modelagem CAD

Entre os modelos já lançados nas plataformas móveis de lançamento, foi escolhido, como dito anteriormente, o foguete de sondagem VS-30, já que o mesmo possui apenas um estágio e possui estrutura mais simples que outros modelos.

Primeiramente realizou-se a modelagem da estrutura com seus componentes principais, sendo a lança treliçada, a base e a camisa com fusos, mostrados, respectivamente nas Figuras 6.4, 6.5 e 6.6. De forma a simplificar a simulação e modelagem, descartou-se o contrapeso.

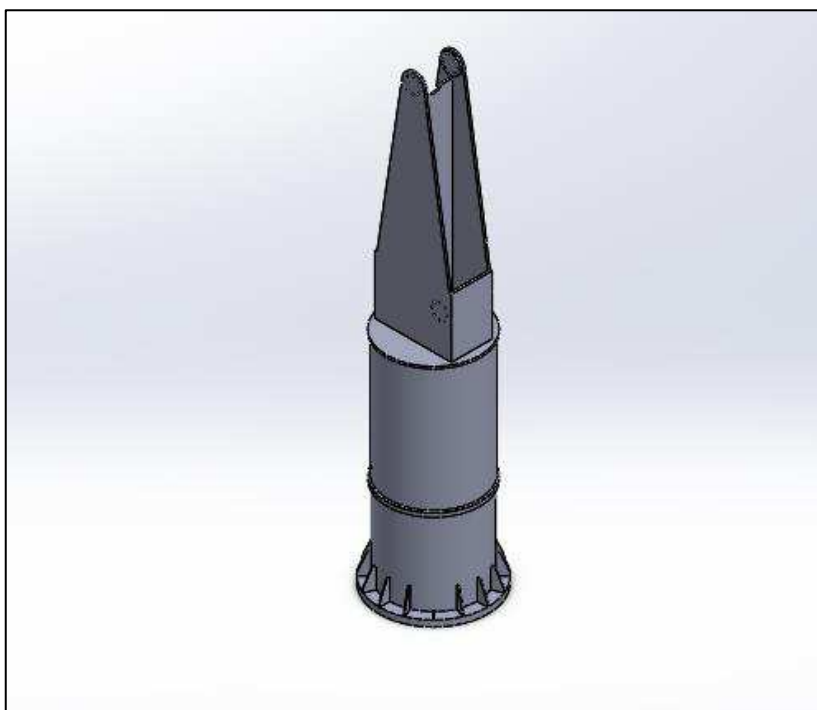


Figura 6.4 – Base da estrutura do lançador.

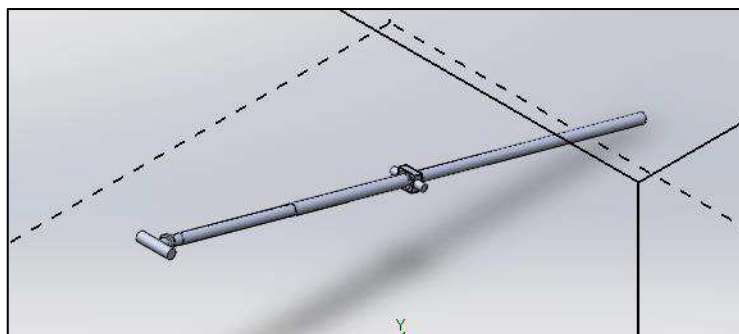


Figura 6.5 – Camisa e fuso móvel do lançador.

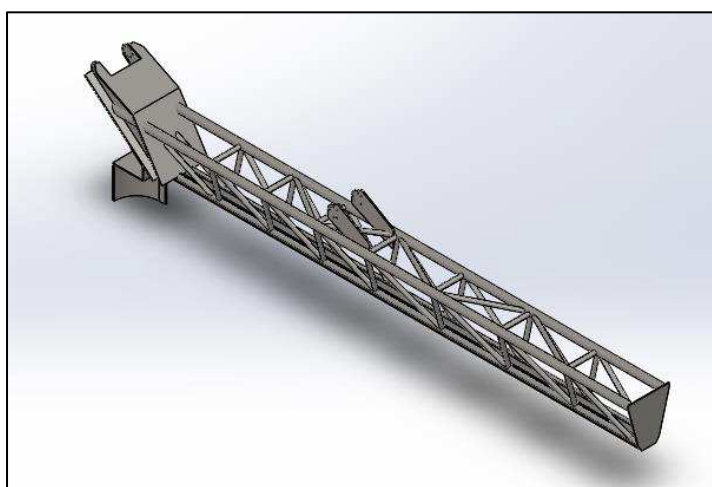


Figura 6.6 – Lança treliçada da estrutura.

Na Figura 6.7, é possível ver a montagem dos componentes, adotando um ângulo de elevação aleatório.

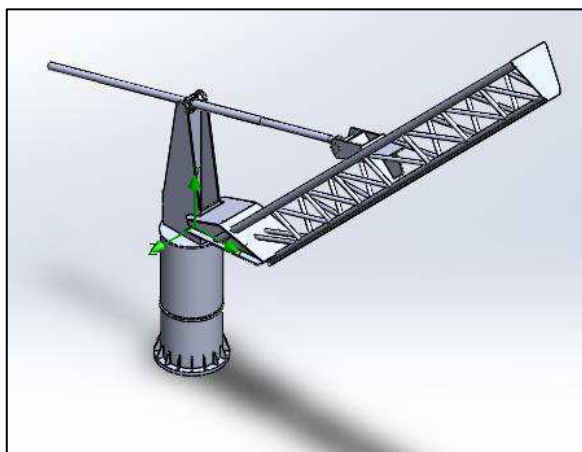


Figura 6.7 – Modelagem CAD lançador móvel de pequeno porte do CLA.

Para o foguete, realizou-se apenas a modelagem da tubeira, com o objetivo da simplificação computacional, uma vez que os parâmetros de entrada serão no início do bocal, com as propriedades da câmara de combustão. Além disso, modelou-se uma superfície plana de 900 metros quadrados para simular e verificar diferentes círculos de segurança.

6.2.1. Domínio Computacional e Geração de Malha

A partir da modelagem, delimitou-se o domínio computacional, ou seja, qual seria a área de estudo contendo células fluidas, sólidas e a transição de uma para outra. O programa gera um domínio de forma automática levando em consideração vários fatores como o tipo de análise, dimensões do modelo e condições iniciais de fluxo. Porém, com o objetivo de diminuir o tempo de simulação computacional, realizaram-se alguns testes de influência e optou-se pela redução para um volume de 144 mil metros cúbicos, conforme mostra a Figura 6.8.

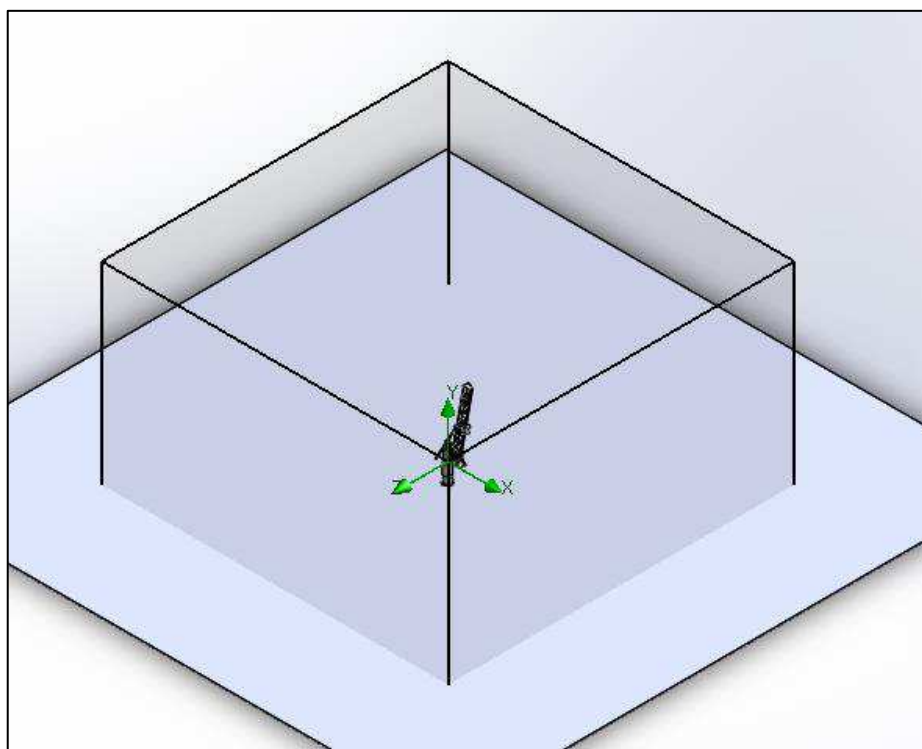


Figura 6.8 – Modelagem CAD no domínio computacional simétrico.

A superfície foi utilizada como um limite para verificar o comportamento dos gases que são direcionados pelo chão, bem como as iterações se encontram na Tabela 6.1.

Tabela 6.1 – Parâmetros de malha e iteração.

Iterações	35.809
Dimensão Básica da Malha	$N_x = 12$, $N_y = 8$ e $N_z = 12$
Células Fluídas	15.953
Células Sólidas	5.112

6.2.2. Definição de Parâmetros e Simulação

Para a realização da simulação, foi necessário realizar a inserção de parâmetros. Para isso, adotaram-se algumas hipóteses, como:

- a) Fluxo isentrópico;
- b) Regime transiente;
- c) Utilizado gás ideal;
- d) Adotado modelo turbulento;
- e) Paredes da tubeira adiabáticas;

Adotou-se um modelo de simulação com escoamento exterior, uma vez que o fluxo não ocorrerá apenas dentro da tubeira, mas apenas partindo das condições internas de entrada, que foram inseridas na face que representa a transição da câmara de combustão, conforme mostra a Figura 6.9.

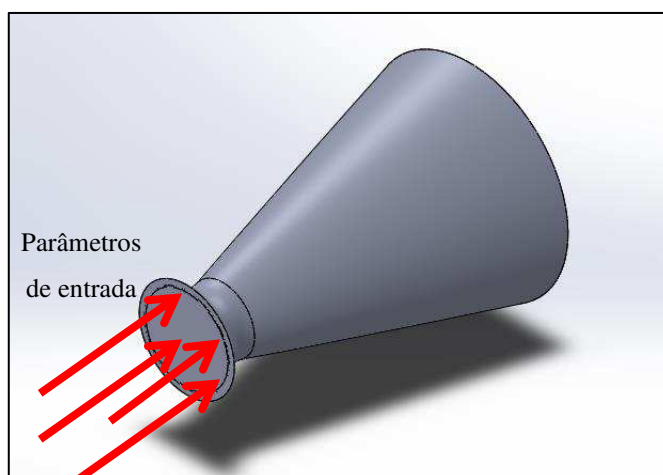


Figura 6.9 – Caracterização da inserção dos parâmetros de entrada.

Com o objetivo de simplificar o modelo, realizou-se a exclusão de cavidades. Como se trata de uma análise em regime transiente adotou-se um tempo de três segundos com passo de 0,005 representando a saída do veículo do lançador. Levou-se em conta também a temperatura ambiente, adotando uma temperatura média de 26 °C, além da pressão no nível do mar. Essas informações podem ser encontradas na Tabela 6.2.

Tabela 6.2 – Parâmetros para inicialização da simulação.

Pressão Entrada da Tubeira	20 bar
Temperatura Entrada da Tubeira	3200 K
Temperatura Ambiente	299,15 K
Pressão Ambiente	1,01325 bar
Tempo Físico	3 segundos

Como proposto, foi realizada a montagem para os ângulos de elevação máximos recomendados, conforme podem ser vistos na Figura 6.10.

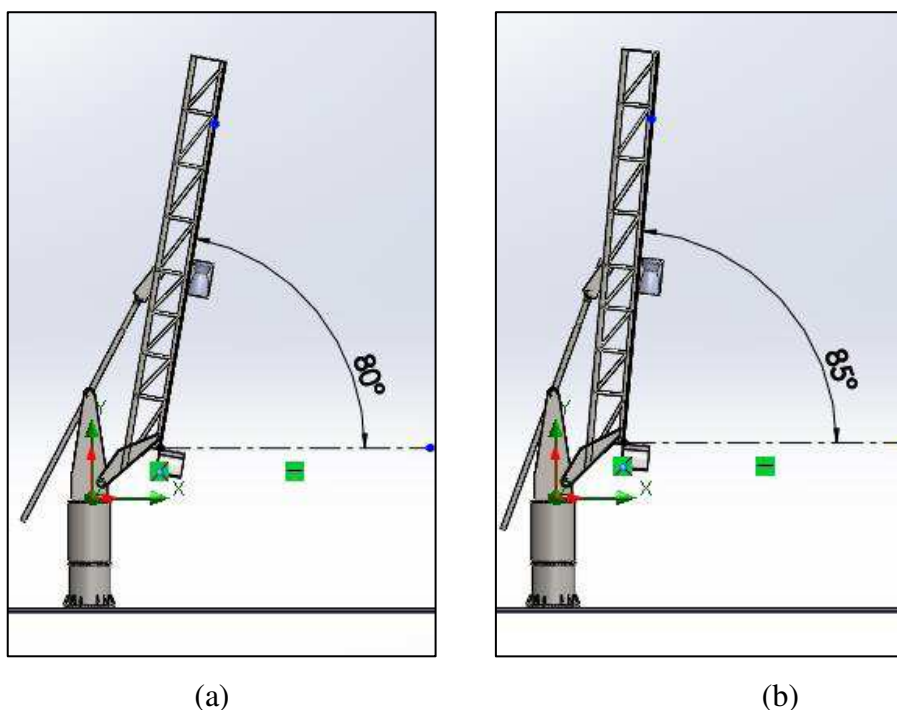


Figura 6.10 – a) estrutura à 80 graus e à b) 85 graus.

Uma vez definidos os parâmetros, utilizou-se um solver baseado em aproximações de tempo implícitas das equações de continuidade, convecção e difusão, usadas em conjunto com a técnica de divisão de operadores, adotando a fatoração LU incompleta para pré-condicionamento em sistemas assimétricos lineares e iterativo para problemas algébricos simétricos.

7. RESULTADOS E DISCUSSÕES

Após as simulações, realizou-se a impressão dos resultados de forma visual e gráfica, avaliando as distribuições de temperatura para ambos os graus de elevação propostos, sem a presença de ventos, o que poderia mudar os resultados obtidos.

7.1 Verificação com Elevação a 80 graus

Primeiramente foi verificado o lançamento com elevação a 80 graus. Na Figura 7.1 são mostradas as vistas corte frontal do modelo e superior da superfície, sendo possível observar o comportamento da distribuição da temperatura do ambiente no final do processo.

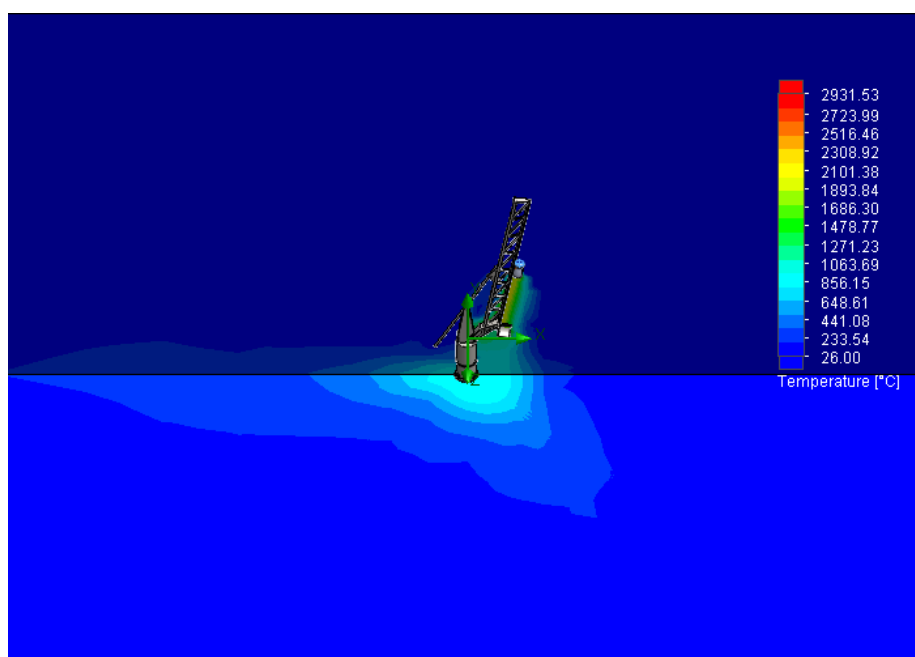


Figura 7.1 – Seção de corte de análise transiente do lançador a 80 graus.

Na Figura 7.2, é inserido o círculo de verificação conforme proposto na Figura 5.1, podendo ser observado a vista superior da superfície.

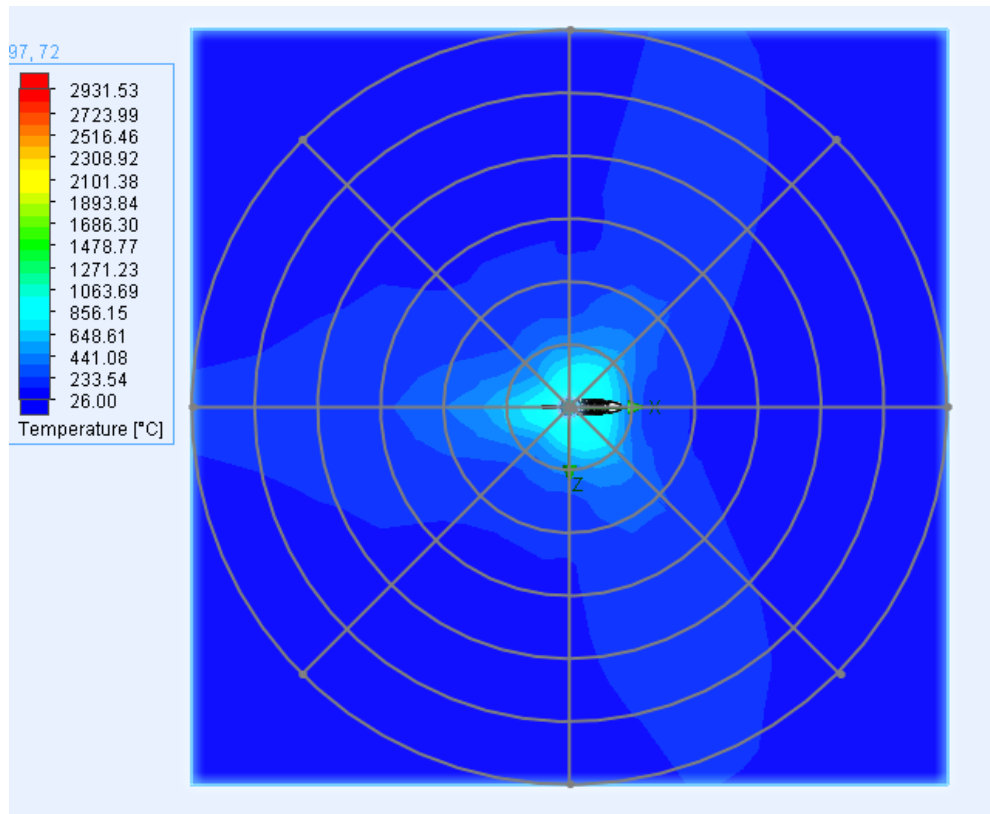


Figura 7.2 – Verificação do círculo de análise em uma simulação a 80 graus.

Com o círculo traçado, foi possível verificar a distribuição de temperatura ao longo das linhas para três alturas diferentes (zero, um e dois metros), com o objetivo de analisar as intensidades para cada direção. Dessa forma, as Figuras 7.3 a 7.10 fornecem essas informações.

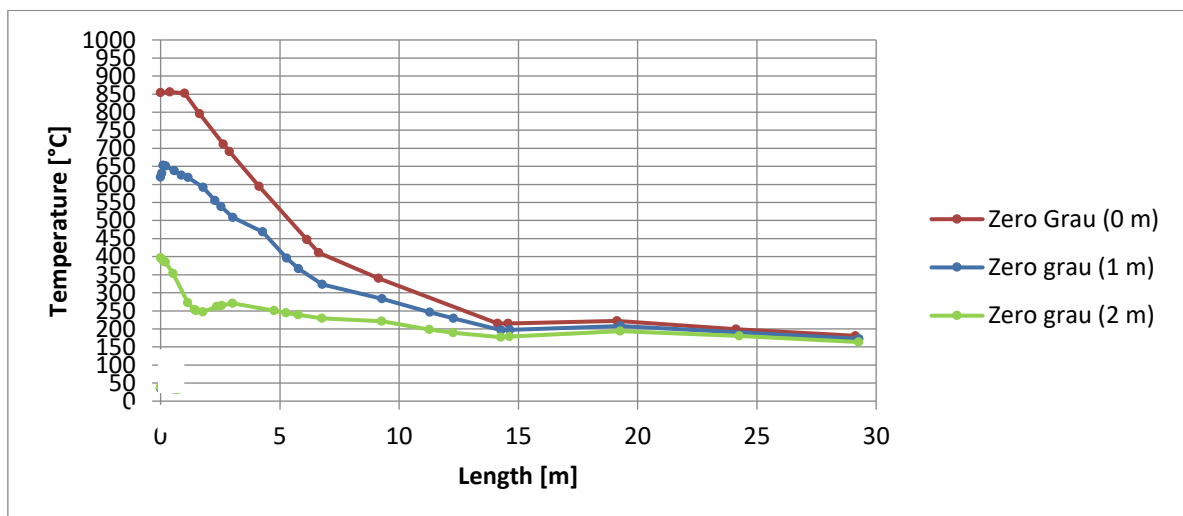


Figura 7.3 – Temperaturas no raio a 0 grau para três alturas diferentes para elevação de 80 graus.

No raio a zero grau, que é alinhada horizontalmente a saída dos gases na vista superior, viu-se um perfil de temperatura suave para todos os casos, apresentando temperatura com cerca de 200 ° C, considerada elevada em condições de permeabilidade da pele humana.

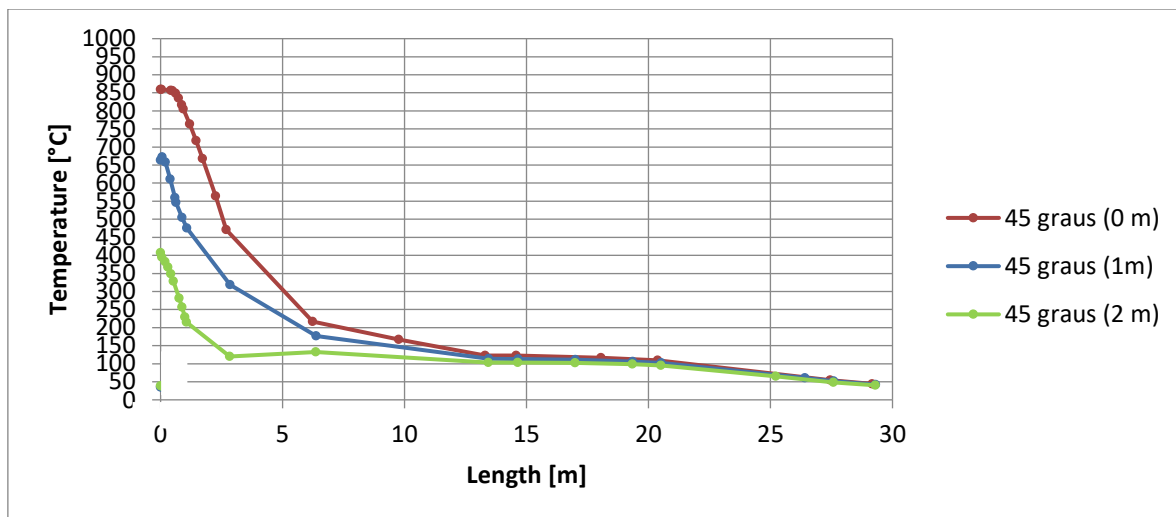


Figura 7.4 – Temperaturas no raio a 45 graus para três alturas diferentes para elevação de 80 graus.

Na Figura 7.4 é possível verificar a distribuição ao longo da direção de 45 graus, chegando ao fim do raio proposto para as três alturas uma temperatura ainda em torno de 50 °C.

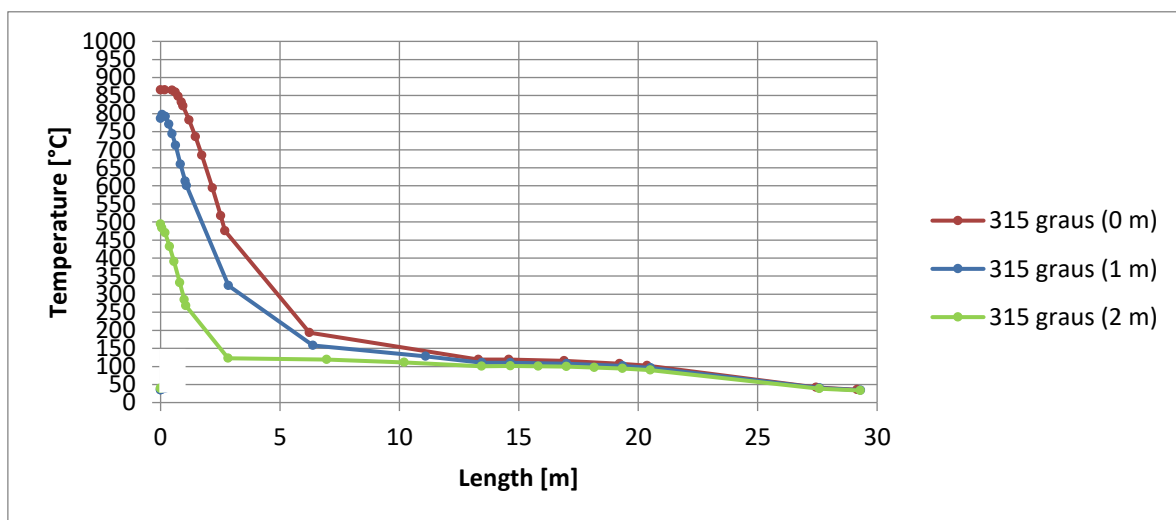


Figura 7.5 - Temperaturas no raio a 315 graus para três alturas diferentes para elevação de 80 graus.

Na Figura 7.5, visualiza-se um comportamento semelhante à angulação de 45°C, possuindo também ao fim do seu raio temperaturas em torno de 50°C, chegando a 100°C até por volta de 23 metros de raio, podendo acarretar em efeitos colaterais à exposição a essas condições.

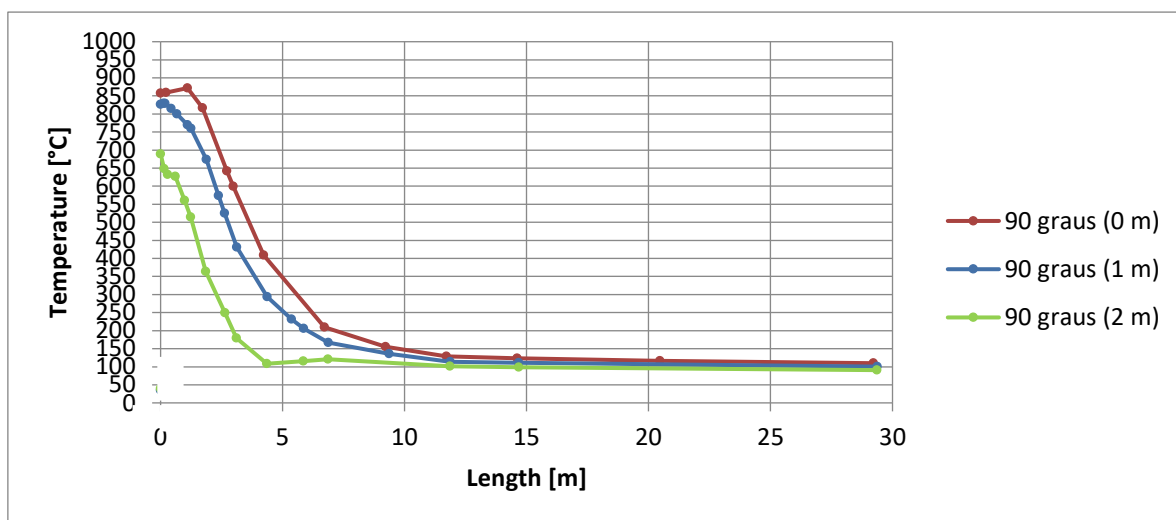


Figura 7.6 – Temperaturas no raio a 90 graus para três alturas diferentes para elevação de 80 graus.

Na Figura 7.6, que retrata a direção de 90 graus, percebe-se temperaturas elevadas ao longo de todo o raio, mantendo-se constante a 100°C desde aproximadamente quinze metros de raio e indo até o fim.

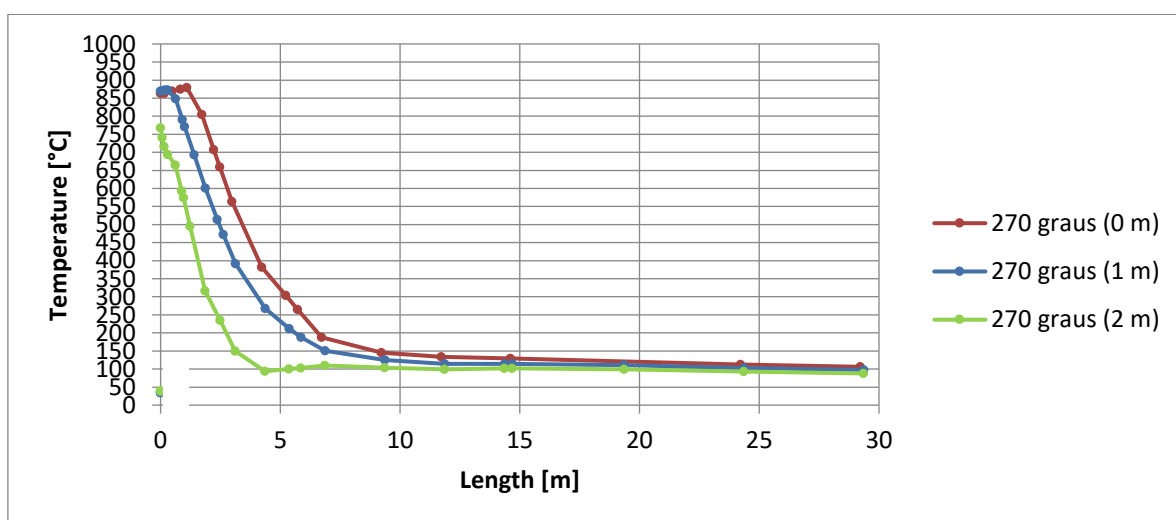


Figura 7.7 - Temperaturas no raio a 270 graus para três alturas diferentes para elevação de 80 graus.

Na Figura 7.7 é possível perceber um comportamento semelhante à anterior, verificando também temperaturas chegando em torno de 100 °C ao fim do raio. Isso pode ser consequência do desvio ocasionado pelos defletores ao fim da lança.

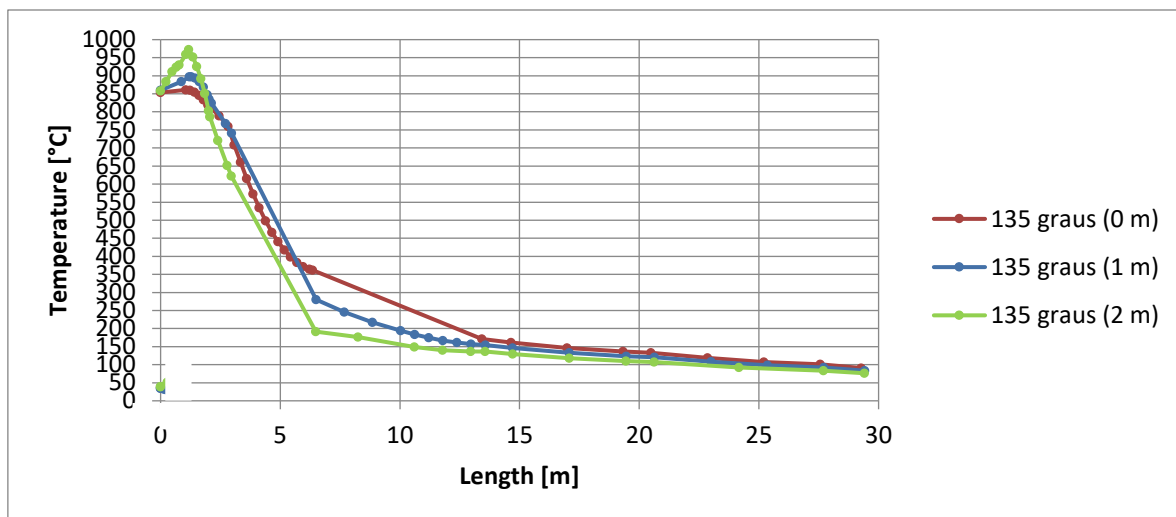


Figura 7.8 – Temperaturas no raio a 135 graus para três alturas diferentes para elevação de 80 graus.

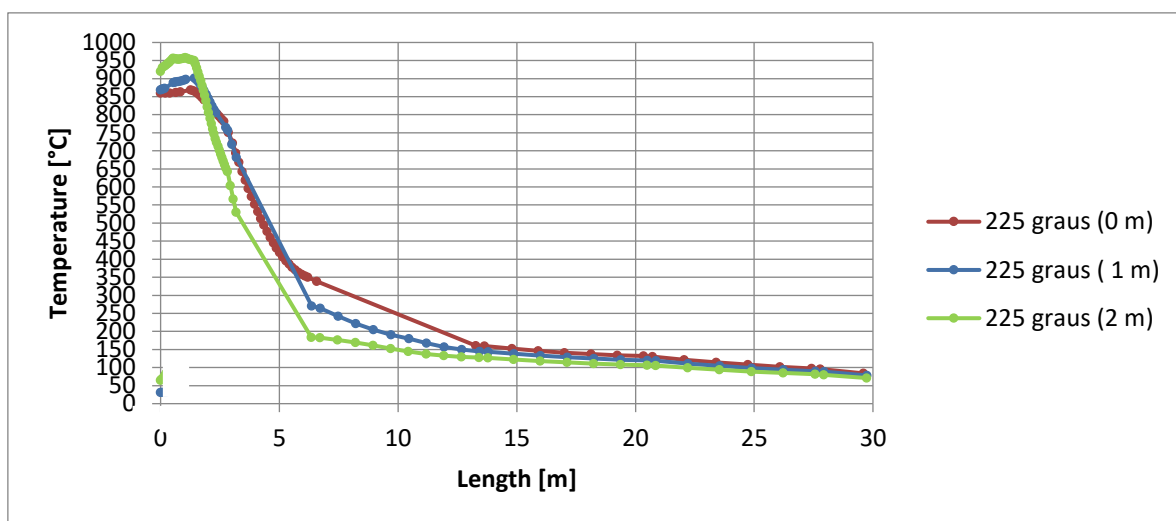


Figura 7.9 - Temperaturas no raio a 225 graus para três alturas diferentes para elevação de 80 graus.

Nas duas angulações mostradas na Figura 7.8 e Figura 7.9, de forma semelhante, verifica-se um pico nas temperaturas, chegando a próximo a 1000 °C, havendo um raio maior até chegar à temperatura ambiente, devido também à ajuda também dos defletores e a base, de forma a elevar a temperatura nessas direções.

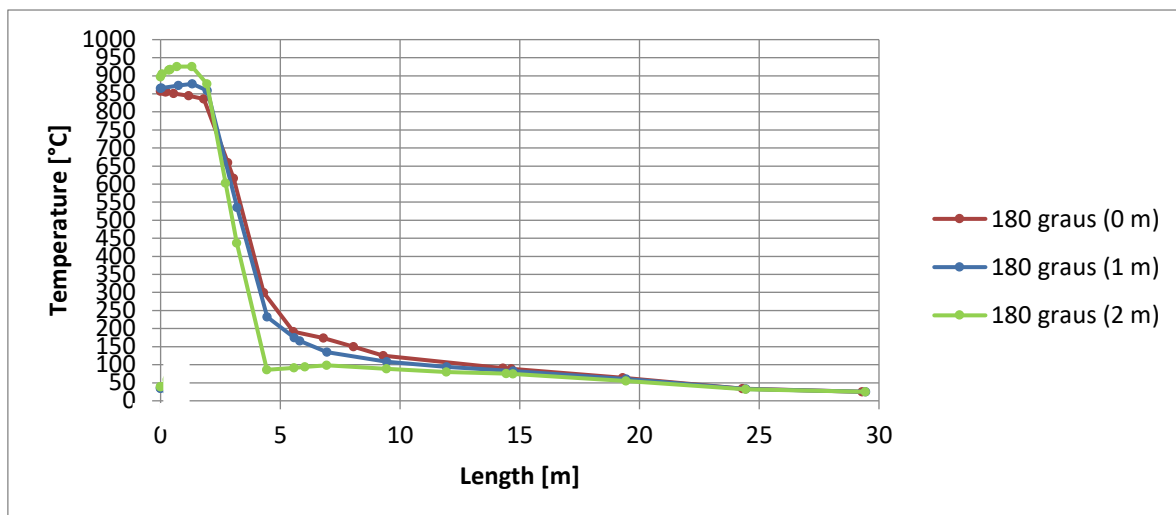


Figura 7.10 – Temperaturas no raio a 180 graus para três alturas diferentes para elevação de 80 graus.

Na Figura 7.10, a angulação, como se esperava, apresentou um perfil com uma condição de diminuição mais brusca, chegando a um pico alto de temperatura, mas descendo pra praticamente o ambiente devido à posição contrária a saída dos gases da tubeira.

7.2 Verificação com Elevação a 85 graus

Assim como realizado para a elevação de 80 graus, também foram geradas as seções de corte da distribuição das temperaturas com o lançador a 85 graus e também inserido no círculo de verificação conforme a Figura 7.11 e Figura 7.12, respectivamente.

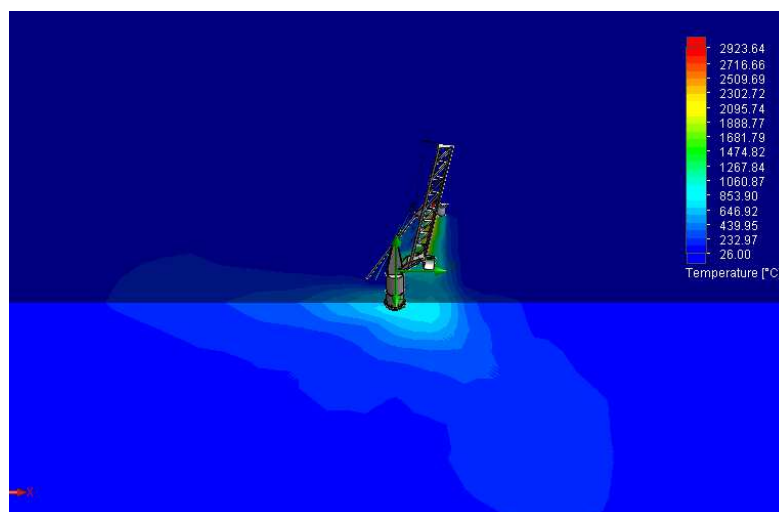


Figura 7.11 – Seção de corte de análise transiente do lançador a 85 graus.

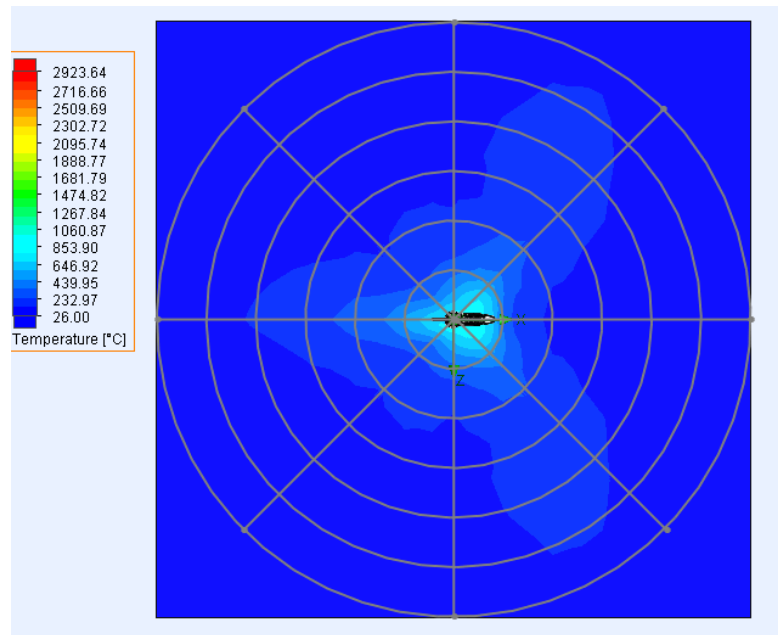


Figura 7.12 - Verificação do círculo de análise em uma simulação a 85 graus.

Adotando o mesmo procedimento para a angulação anterior com o objetivo de verificar a distribuição ao longo das linhas do círculo de análise, foram gerados os gráficos mostrados nas Figuras 7.13 à 7.20.

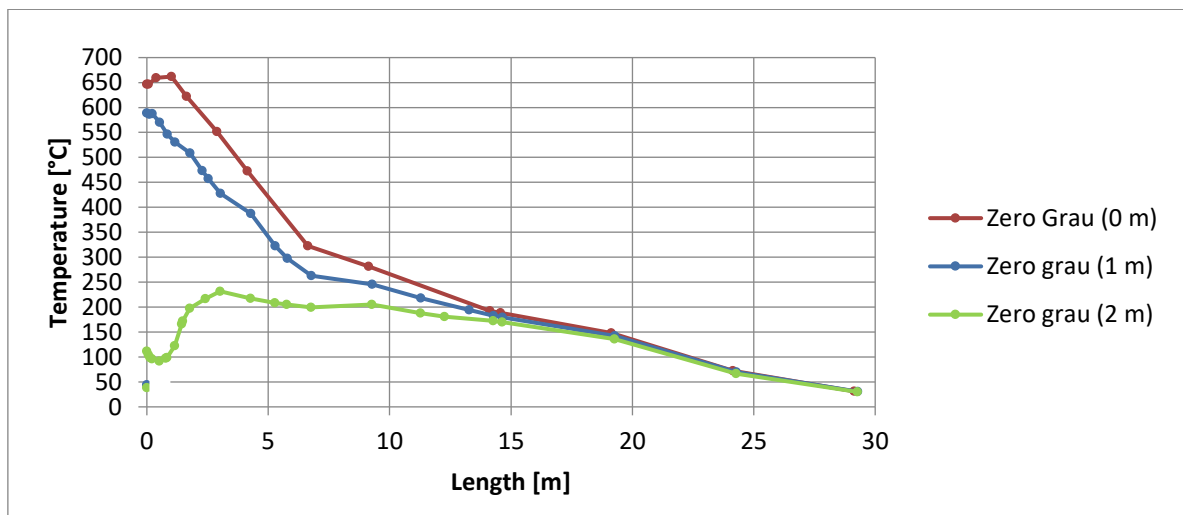


Figura 7.13 – Temperaturas no raio a 0 grau para três alturas diferentes para elevação de 85 graus.

No gráfico a zero grau, verificou-se um perfil de temperatura que mesmo quase no limite do círculo ainda é encontrada uma temperatura próxima dos 100 ° C, apresentando uma curva suave. Em todas as alturas encontra-se o mesmo comportamento, exceto pela altura de dois metros que pode se dá por não estar na linha da saída e está encoberta pela estrutura.

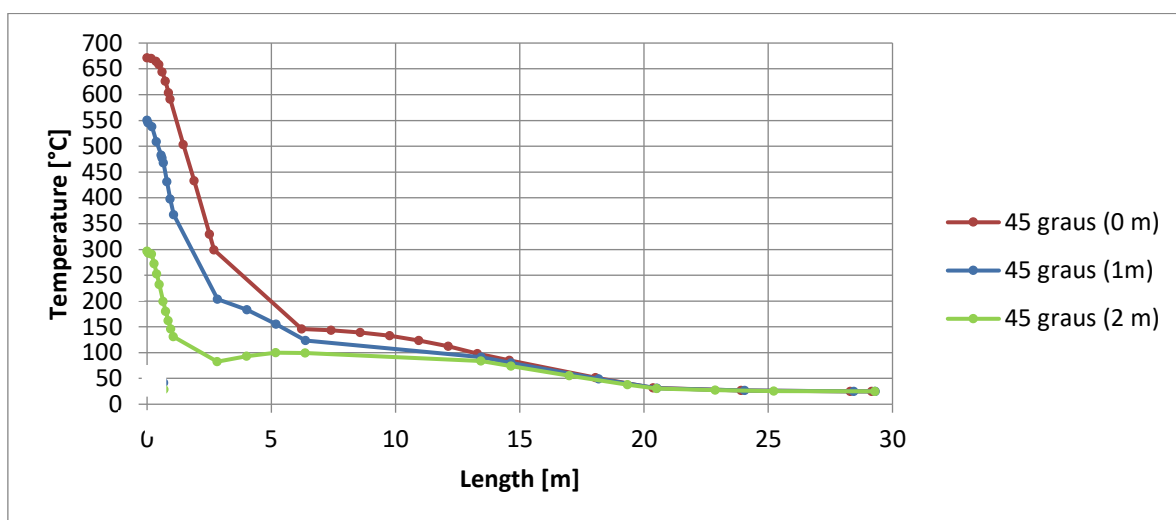


Figura 7.14 – Temperaturas no raio a 45 graus para três alturas diferentes para elevação de 85 graus.

Diferente da elevação a 80 graus, na Figura 7,14, verificou-se uma temperatura próxima à do ambiente no fim do raio proposto.

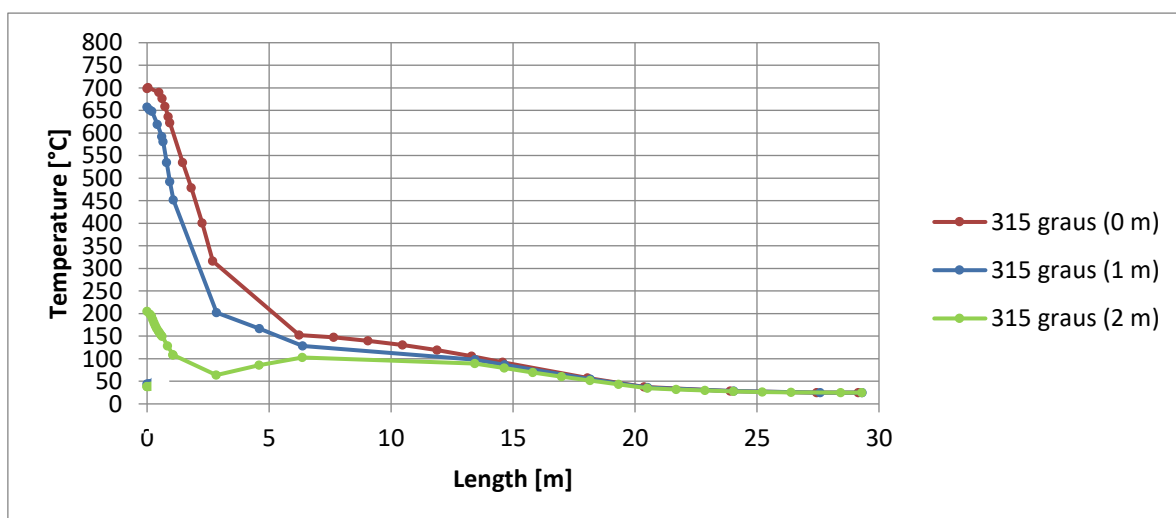


Figura 7.15 - Temperaturas no raio a 315 graus para três alturas diferentes para elevação de 85 graus.

O mesmo ocorreu na Figura 7.15 que mostra o raio a 315 graus, com temperatura próximas de 100°C apenas até antes dos 15 metros, chegando a temperatura ambiente ao fim do raio.

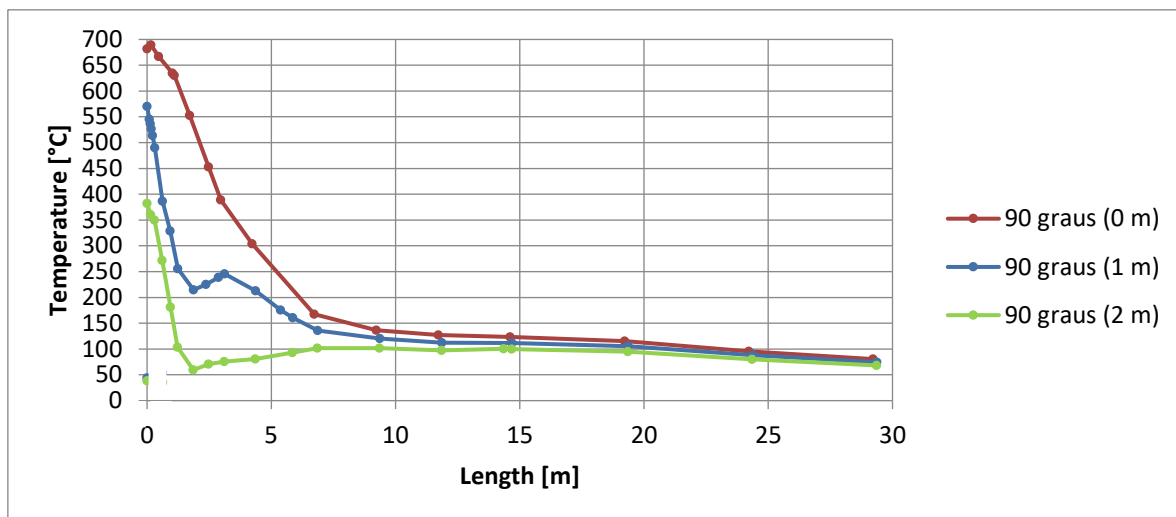


Figura 7.16 – Temperaturas no raio a 90 graus para três alturas diferentes para elevação de 85 graus.

Assim como na elevação a 80 graus, verificou temperaturas altas na direção a 90 graus, derivado dos defletores da lança, chegando a próximo de 100 °C ao fim do raio.

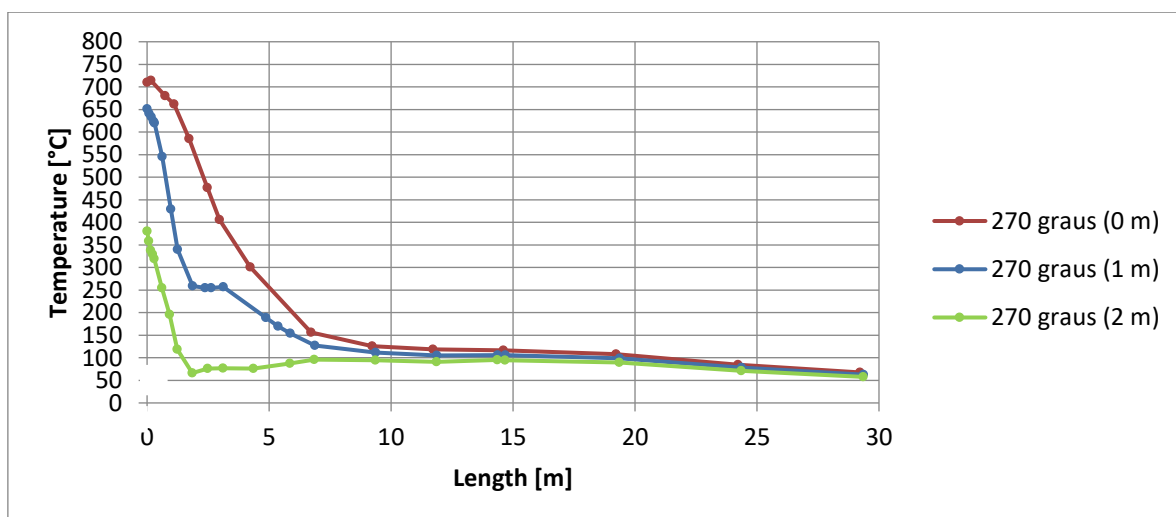


Figura 7.17 - Temperaturas no raio a 270 graus para três alturas diferentes para elevação de 85 graus.

Na Figura 7.17, mostra que, assim como na angulação de 90 graus há temperaturas em torno de 100 °C ao fim do raio. Porém essas ainda são menores que as encontradas na elevação a 80 graus.

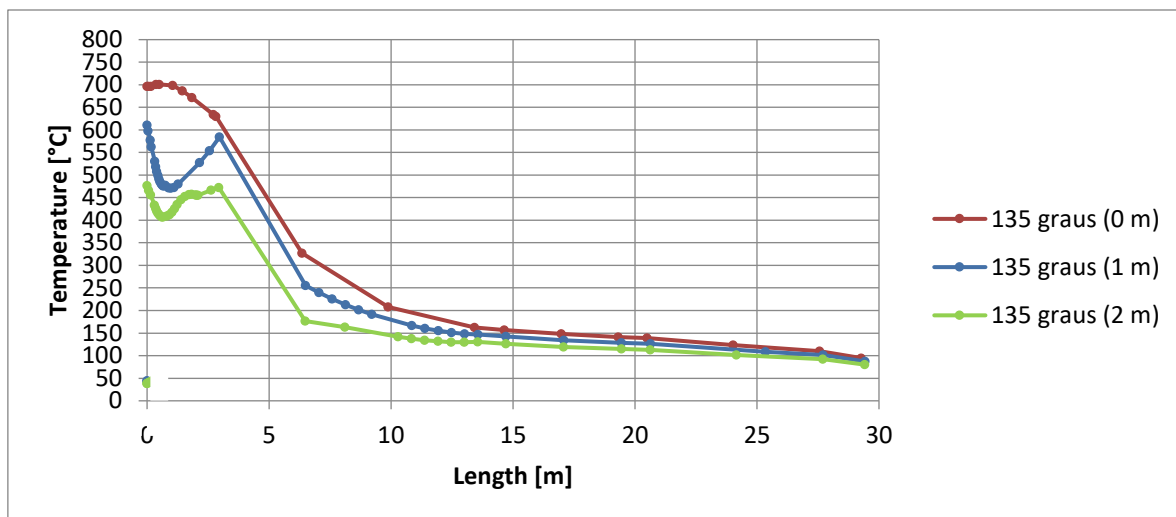


Figura 7.18 – Temperaturas no raio a 135 graus para três alturas diferentes para elevação de 85 graus.

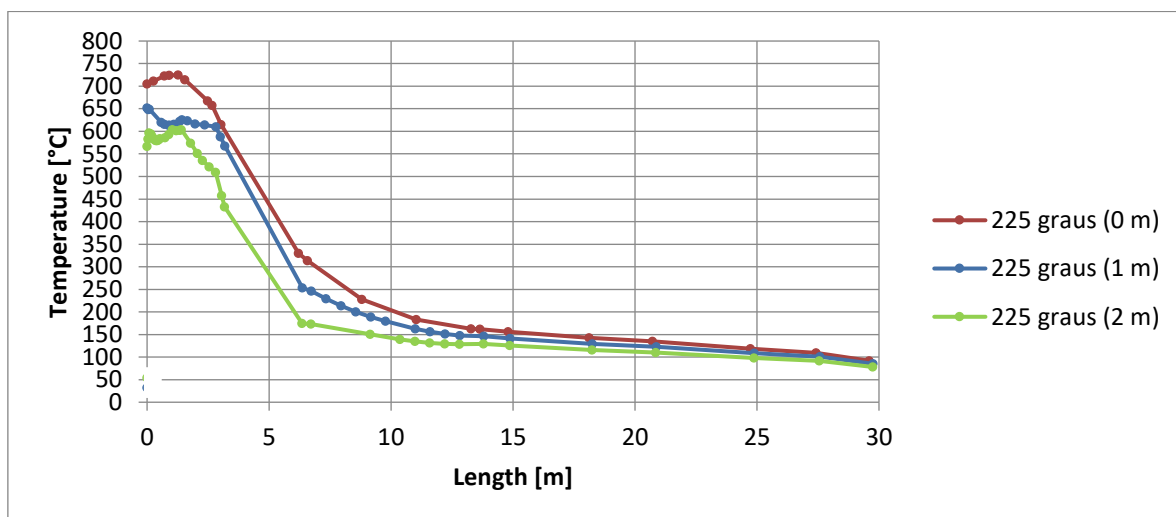


Figura 7.19 - Temperaturas no raio a 225 graus para três alturas diferentes para elevação de 85 graus.

Nas angulações do círculo de 135 e 225 graus, conforme mostram a Figura 7.18 e 7.19, respectivamente, houve um perfil de diminuição suave na distribuição de temperaturas, havendo uma pequena oscilação nas alturas de um e dois metros, podendo ser ocasionada pela deflexão no final da lança.

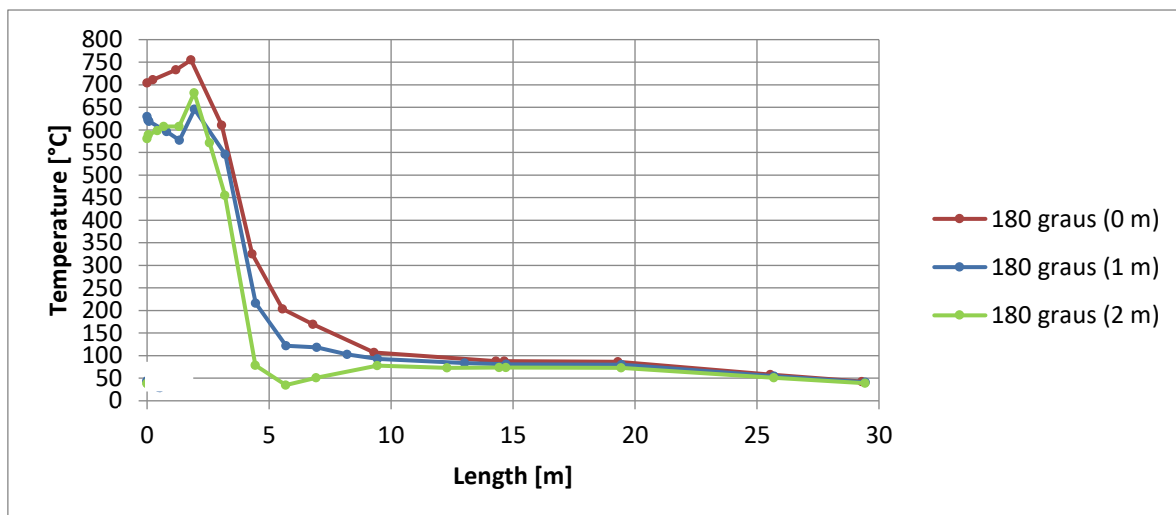


Figura 7.20 – Temperaturas no raio a 180 graus para três alturas diferentes para elevação de 85 graus.

No último gráfico apresentado na Figura 7.20, assim como na elevação de 80 graus, a distribuição sofre uma queda brusca devido a estar em um sentido contrário ao espaço dos gases durante o lançamento.

Conforme se pôde verificar, a incidência das temperaturas ocorreu de forma mais longínqua do que na elevação a 80 graus. Os perfis das temperaturas apresentaram uma diminuição da amplitude mais abrupta, mostrando a relevância da verificação em ângulos de lançamento diferentes.

Em ambos os casos, tomando com referência a Tabela 2.1 e simplificando para o modelo de um corpo negro, encontram-se radiações acima de 20 KW/m^2 que se estendem ao longo do raio ainda que por um valor mínimo, mas ainda alta de mais de 1 KW/m^2 , havendo pouco de tempo de reação, além de risco a óbito ou efeitos colaterais graves.

8. CONSIDERAÇÕES FINAIS

O desenvolvimento aeroespacial brasileiro é de suma importância para a economia e avanço tecnológico do país, sendo há bastante tempo alertado para a dimensão de mercado em âmbito mundial e a possibilidade do aproveitamento das vantagens com o sucesso dos projetos. Porém, trata-se de uma área com intenso investimento e treinamento, além do alto grau de segurança devido à periculosidade dos lançamentos, independente de ser de pequeno, médio ou grande porte.

Dessa forma, este trabalho visou a verificação da influência da temperatura no momento do lançamento, adotando como modelo a tubeira do foguete de sondagem VS30. Os parâmetros de entrada adotados foram retirados bibliograficamente devido a não disposição de dados públicos, realizando assim um modelo de aproximação. Assim, adotando hipóteses simplificadoras com o intuito de fazer um primeiro estudo sobre o tema abordado, já que não há muita referência sobre o assunto e no manual de operação de lançamento do próprio centro também não há indicação de tais valores de aproximação, realizou-se a simulação do lançamento nas duas elevações máximas indicadas, dependendo do veículo.

Mesmo não considerando a influência dos ventos e a radiação solar, pôde se perceber ainda uma área relativamente grande com altas temperaturas oriunda do escape dos gases, mostrando que uma pessoa em uma área de 3600 metros quadrados corre perigo de queimaduras graves, além de não haver tempo suficiente para retirada sem danos. Porém, é necessária a aplicação de fatores de segurança, além de inserir sinalizações visuais de modo aumentar ainda mais a confiabilidade da execução dos lançamentos nesse quesito.

Vale ressaltar que aqui foi analisada apenas a influência das temperaturas, mas ainda são possíveis outras complicações à segurança como o alto nível de ruído e problemas respiratórios devido à inalação de fumaça e gases. Portanto este trabalho chegou aos seus objetivos propostos, com o intuito maior de alertar para esse requisito mínimo para o sucesso do projeto aeroespacial.

Trabalhos Futuros

Como mencionado anteriormente foram realizadas algumas simplificações, além da análise de apenas uma condição de segurança. Sendo assim a seguir são enumeradas sugestões de trabalhos futuros com o intuito de intensificar e melhorar o estudo aqui proposto.

- Verificar a influência dos ventos e radiação solar no modelo;
- Realizar o estudo de modo conjunto para aplicação de raio de segurança diversos fatores simultaneamente como ruído, gases e temperaturas;
- Realizar estudo comparativo com as posições do foguete na lança verificando a influência da distância no escape e temperaturas dos gases no ambiente.

REFERÊNCIAS

AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA. **Benefícios da exploração espacial**. [s.l.: s.n.]. Disponível em: <<http://www.aeb.gov.br/programa-espacial-brasileiro/aplicacoes-espaciais/beneficios-da-exploracao-espacial/>>. Acesso em: 25 jul. 2018a.

AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA. **Centros de Lançamento**. Disponível em: <<http://www.aeb.gov.br/programa-espacial-brasileiro/infraestrutura-de-solo/centros-de-lancamento/>>. Acesso em: 26 jul. 2018b.

AMERICAN PETROLEUM INSTITUTE. Pressure-relieving and Depressuring Systems. v. 23251, n. January, 2007.

BRAGA, G. C. B. A temperatura e Fluxo de Calor em Situação de Incêndio e seu Impacto nos Bombeiros. **XI Seminário Nacional de Bombeiros/SENABOM**, n. X, p. 1–12, 2010.

ÇENGEL, Y. **Transferencia de Calor e Massa - Uma Abordagem Prática**. 4ª ed. Porto Alegre: [s.n.].

CENTRO DE LANÇAMENTO DE ALCÂNTARA. **Arquivo Técnico**, [s.d.].

FORÇA ÁREA BRASILEIRA. **Vantagens do Centro de Lançamento de Alcântara**. Disponível em: <<http://www2.fab.mil.br/cla/index.php/vantagens2>>. Acesso em: 25 jul. 2018.

INCROPERA, F. **Fundamentos de Transferência de Calor e de Massa**. 6ª ed. Rio de Janeiro: [s.n.].

IORTYER, H. A.; SESUGH, N.; KWAGHGER, A. The Effect of Variation of Rocket Nozzle Chamber Pressure on Exit Pressure for Optimal Gas Expansion Using Computational Fluid Dynamics (CFD). n. October, p. 0–5, 2017.

LI, J. W.; LIU, Y.; QIN, L. Z. Numerical simulation of flow and heat transfer in round-to-rectangular nozzles. **Numerical Heat Transfer; Part A: Applications**, v. 51, n. 3, p. 267–291, 2007.

MALISKA, C. R. **Transferência de Calor e Mecânica dos Fluidos Computacional**. Rio de Janeiro: LTC, 1995.

NASA. **Rocket Thrust Equations**. Disponível em: <<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/rocket/rkthsum.html>>. Acesso em: 3 maio. 2019.

NASA. **Nozzles**. Disponível em: <<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/nozzle.html>>. Acesso em: 3 maio. 2019.

NUNES, N. E. DE M. Código Computacional para Análise Térmica Tridimensional de Estruturas em Situação de Incêndios. **USP**, 2014.

PALMÉRIO, A. F. **Introdução a Tecnologia de Foguetes**. 1ª ed. São José dos Campos: SdCT, 2016. v. 1

PARK, JUNG-HWAN; LEE, JEONG-WOO; KIM, YEU-CHUN; PRAUSNITZ, M. The Effect of Heat on Skin Permeability. **Bone**, v. 23, n. 1, p. 1–7, 2008.

SHAHIN, A. Numerical Simulation of a Rocket Propulsion Nozzle During the Startup Condition. n. October 2018, 2017.

SOBACHKIN, A.; DUMNOV, G. Numerical Basis of CAD-Embedded CFD. **NAFEMS World Congress 2013**, n. February, p. 1–20, 2013.

SRINIVAS, G.; POTTI, S. R. Numerical Simulation of Rocket Nozzle. **Advanced Materials Research**, v. 984–985, n. 09, p. 1210–1213, 2014.

STOLL, A. **The Production of Burns by Thermal Radiation of Medium Intensity**. New York: American Society of Mechanical Engineers, 1958

TAYLOR, T. S. **Introduction to rocket science and engineering: Second edition**. [s.l: s.n.].

VENKATESH & REDDY, J., V. Modelling and simulation of supersonic nozzle using computational fluid dynamics. **Int. J. Novel Res. Interdiscip. Stud**, **2**, 16-27., v. 2, n. 6, p. 16–27, 2015.

VERSTEEG, H K; MALALASEKERA, W. **Introduction to Computational Fluid Dynamics**. [s.l: s.n.]. v. M

ZHA, B.; HUI, Z.; SU, Q. Numerical Simulation of Tail Flow Field of Four - Nozzle Solid Rocket Engine. **Journal of Physics: Conference Series**, v. 1064, n. 1, 2018.