

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

ANÁLISE NUMÉRICA DO PROCESSO DE ABLAÇÃO NA TUBEIRA DE UM FOGUETE HÍBRIDO

Autor: Rafael Mascarenhas dos Santos
Orientador: PhD Domenico Simone
Coorientador: PhD Olexiy Shynkarenko

Brasília, DF
2021



Rafael Mascarenhas dos Santos

ANÁLISE NUMÉRICA DO PROCESSO DE ABLAÇÃO NA TUBEIRA DE UM FOGUETE HÍBRIDO

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

Universidade de Brasília - UnB

Faculdade UnB Gama - FGA

Orientador: PhD Domenico Simone

Coorientador: PhD Olexiy Shynkarenko

Brasília, DF

2021

Rafael Mascarenhas dos Santos

ANÁLISE NUMÉRICA DO PROCESSO DE ABLAÇÃO NA TUBEIRA DE UM FOGUETE HÍBRIDO/ Rafael Mascarenhas dos Santos. – Brasília, DF, 2021-
99 p. : il. (algumas color.) ; 30 cm.

Orientador: PhD Domenico Simone

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

1. Erosão termoquímica transiente de foguete híbrido. 2. Simulação CFD com Dynamic Mesh. I. PhD Domenico Simone. II. Universidade de Brasília. III. Faculdade UnB Gama. IV. ANÁLISE NUMÉRICA DO PROCESSO DE ABLAÇÃO NA TUBEIRA DE UM FOGUETE HÍBRIDO

CDU 02:141:005.6

Rafael Mascarenhas dos Santos

ANÁLISE NUMÉRICA DO PROCESSO DE ABLAÇÃO NA TUBEIRA DE UM FOGUETE HÍBRIDO

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

Trabalho aprovado. Brasília, DF, 17 de novembro de 2021:

PhD Domenico Simone
Orientador

PhD Olexiy Shynkarenko
Coorientador

PhD Paolo Gessini
Convidado

Brasília, DF
2021

Dedico esse trabalho a minha mãe Dilma Mascarenhas (in memoriam), que não deixou eu desistir do que eu queria e que me ensinou valores importantes para toda a vida.

Agradecimentos

Agradeço aos meus pais Herbeth Santos e Dilma Mascarenhas (in memoriam) por todo apoio, carinho e de serem um exemplo excepcional de vida. Agradeço também a minha irmã Ana Luísa por estar comigo sempre em todos os momentos.

Agradeço aos professores, pelos ensinamentos e conselhos que me permitiram evoluir no meu processo de formação profissional ao longo do curso. Por incentivar a busca incessante do conhecimento. Por não só contribuir com conhecimento racional, mas mostrar novas perspectivas de enxergar o mundo.

Gostaria de agradecer também aos meus amigos que fiz na graduação, os amigos da panela, a Jhessica, o Tiago, a Victoria, o Eduardo e o José Rômulo que fizeram parte da minha graduação e que continuarão presentes na minha vida.

*“Concentre todos seus pensamentos na tarefa que está realizando.
Os raios de sol não queimam até que sejam colocados em foco.”
(Alexander Graham Bell)*

Resumo

O ambiente encontrado dentro dos foguetes é bastante severo, onde as pressões e temperaturas são elevadíssimas. Se faz necessário a utilização de escudos térmicos para a proteção dos componentes do foguete. Função que é realizada pelos materiais ablativos, cuja função é absorver o calor dos gases expelidos pelo foguete enquanto é consumido. As reações químicas que ocorrem nos gases, como as reações heterogêneas decompõem o material da superfície. Com isso os materiais ablativos sofrem de erosão, que é a regressão de sua superfície, que tem como efeito colateral a diminuição da eficiência e do desempenho do foguete em operação. O objetivo do presente trabalho é apresentar um modelo numérico computacional que simule o funcionamento do foguete híbrido SARA, nas condições semelhantes dos testes estáticos realizados pelo CPL na Universidade de Brasília. Em seguida, desenvolver uma *User Defined Function* com um modelo termoquímico de ablação para calcular a regressão da parede causada pela erosão termoquímica durante o funcionamento do motor. Finalmente, os resultados da simulação serão utilizados para avaliar os efeitos da erosão na performance do foguete, quantificar a regressão da parede e comparar com os dados experimentais.

Palavras-chaves: Ablação, CFD, Erosão Termoquímica, Malhas dinâmicas, Propulsão Híbrida, SARA, User Defined Functions.

Abstract

The environment found inside the rockets is quite rough, where the pressure and the temperature are very high. It is necessary to use thermal shields to protect the rocket components. That function is performed by the ablative materials, whose function is absorb heat of the gases expelled by the rocket while consuming. Chemical reactions occurring in gases, such as heterogeneous reactions, decompose surface material. As a result, ablative materials suffer from erosion, which is the regression of their surface, which has the side effect of decreasing the efficiency and performance of the rocket in operation. The work goal is to develop a computational numerical model that simulates the operation of the hybrid rocket SARA, under conditions similar to the static tests carried out by the CPL at the University of Brasília. Then develop a User Defined Function with an ablation thermochemical model to calculate the wall regression caused by thermochemical erosion during engine operation. Finally, simulation results will be used to evaluate the erosion effects on rocket performance, quantify wall regression and compare with experimental data.

Key-words: Ablation, CFD, Dynamic Mesh, Hybrid Propulsion, SARA, Thermochemical Erosion, User Defined Functions.

Lista de ilustrações

Figura 1 – Esquemático de um foguete a propulsão híbrida. Fonte: Adaptado de Sutton (2017).	32
Figura 2 – Seção transversal do motor do SARA. Fonte: Adaptado de Andrianov et al. (2015).	33
Figura 3 – Componentes do motor do SARA. Fonte: (ANDRIANOV et al., 2015).	34
Figura 4 – Fluxos <i>underexpanded</i> e <i>overexpanded</i> . Fonte: Adaptado de Sutton (2017).	35
Figura 5 – Processos físicos e químicos associados a erosão da tubeira. Fonte: Adaptado de Kim e Cho (2019).	41
Figura 6 – Balanço de massa superficial. Fonte: Adaptado de Bianchi et al. (2017).	43
Figura 7 – Balanço de energia superficial. Fonte: Adaptado de Bianchi et al. (2017).	46
Figura 8 – Etapas da Modelagem CFD para o estudo de erosão. Fonte: Autor.	53
Figura 9 – Geometria do SARA com ambiente externo. Fonte: Autor.	54
Figura 10 – Estratégia de Blocos da Geometria. Fonte: Autor.	55
Figura 11 – Trecho da malha na região da garganta destacando o refinamento próximo a parede. Fonte: Autor.	56
Figura 12 – Nomenclatura dos componentes de malha. Fonte: Adaptado de ANSYS Inc., USA (2013b).	66
Figura 13 – Diagrama de blocos das instruções calculadas pela UDF. As caixas cinzas são variáveis de memória, as laranjas são os dados extraídos da célula, as rosas são as propriedades calculadas pelo programa, verde os resultados parciais e azul os resultados finais. Fonte: Autor.	66
Figura 14 – Vazão mássica da simulação sem a UDF. Fonte: Autor	71
Figura 15 – Propriedades do interior da tubeira. Fonte: Autor.	72
Figura 16 – Frações de massa das espécies oxidantes. Fonte: Autor.	73
Figura 17 – Taxas de erosão do motor SARA. Fonte: Autor.	75
Figura 18 – Taxa de erosão causada por CO_2 . Fonte: Autor.	76
Figura 19 – Taxa de erosão causada por H_2O . Fonte: Autor.	76
Figura 20 – Taxa de erosão causada por OH . Fonte: Autor.	77
Figura 21 – Perfis da parede da tubeira. Fonte: Autor.	77
Figura 22 – Regressão da parede da tubeira. Fonte: Autor.	78
Figura 23 – Efeitos da erosão nas propriedades do escoamento. Fonte: Autor.	79
Figura 24 – Taxa de erosão média Fonte: Autor.	80
Figura 25 – Comparação entre os perfis de parede. Fonte: Autor.	81
Figura 26 – Velocidade ao longo do tempo	93
Figura 27 – Número de Mach ao longo do tempo	94
Figura 28 – Pressão ao longo do tempo	95

Figura 29 – Temperatura ao longo do tempo	96
Figura 30 – Y_{CO_2} ao longo do tempo	97
Figura 31 – Y_{H_2O} ao longo do tempo	98
Figura 32 – Y_{OH} ao longo do tempo	99

Lista de tabelas

Tabela 1 – Reações heterogêneas de superfície em ordem de reação do carbono com H_2O , CO_2 , OH e O	45
Tabela 2 – Reação heterogênea em ordem de reação do carbono com O_2	45
Tabela 3 – Propriedades da Malha.	56
Tabela 4 – Qualidade de malha	57
Tabela 5 – Constantes do modelo de turbulência SST $k-\omega$	58
Tabela 6 – Parâmetros de configuração da malha dinâmica	59
Tabela 7 – Reações de superfície consideradas.	60
Tabela 8 – Valores das condições de contorno de entrada e saída.	62
Tabela 9 – Validação das propriedades do escoamento	73
Tabela 10 – Resultados experimentais. Fonte: (MOURA, 2019).	80
Tabela 11 – Comparação taxas de erosão média.	80
Tabela 12 – Comparação Diâmetro Final	81

Lista de abreviaturas e siglas

CFD	Computational Fluid Dynamics
CFRP	Carbon Fiber Reinforced Plastic
CPL	Chemical Propulsion Laboratory
HAB	Heat of Ablation Model
HDPE	High Density Polyethylene
HPRE	Hybrid Propellant Rocket Engine
IAE	Instituto de Aeronautica e Espaço
PD	Propulsive Decelerator
SARA	Satélite de Reentrada Atmosférica
TPS	Thermal Protection System
TAB	Thermochemical Ablation Model
UDF	User Defined Function
UDM	User Defined Memory
UnB	Universidade de Brasília

Lista de símbolos

LATINOS

A	Área da seção transversal,	$[m^2]$
A_j	Fator pré exponencial,	$[-]$
C_M	Coefficiente de transferência de massa,	$[-]$
C_r	Número de Courant,	$[-]$
c_p	Calor específico a pressão constante,	$[J/(kg.K)]$
c_v	Calor específico a volume constante,	$[J/(kg.K)]$
D^*	Diâmetro da garganta,	$[m]$
D_{im}	Coefficiente de difusão para cada espécie,	$[m^2/s^2]$
E_j	Energia de ativação,	$[J/mol]$
e	Energia interna,	$[J/kg]$
E_t	Energia total por unidade de massa,	$[J/kg]$
f	Força por unidade de massa,	$[N/kg]$
h	Entalpia,	$[J/kg]$
i	Espécie,	$[-]$
j	Fluxo de difusão de massa,	$[kg/(m^2.s)]$
I	Matriz Identidade,	$[-]$
k	Condutividade térmica,	$[W/(m.k)]$
k_j	Constante de taxa de reação,	$[-]$
Le	Número de Lewis,	$[-]$
M	Massa molecular,	$[kg/mol]$
\dot{m}	Fluxo de massa,	$[kg/(m^2.s)]$
p	Pressão,	$[Pa]$

Pr	Número de Prandtl,	[-]
\mathbf{P}_{ij}	Tensor de tensões do fluido,	[Pa]
\dot{Q}	Taxa de calor,	[W]
\mathbf{q}	Fluxo de calor,	[W/m ²]
r_c	Raio de curvatura,	[r/rad]
R	Constante dos gases perfeitos,	[J/kg.k]
R_n	Constante universal dos gases perfeitos,	[J/mol.K]
\dot{s}	Taxa de erosão,	[m/s]
t	Tempo,	[s]
T	Temperatura,	[K]
\mathbf{T}	Tensor de efeitos viscosos de fluido newtoniano,	[Pa]
\mathbf{u}	Velocidade de difusão de espécie,	[m/s]
v	Módulo da velocidade,	[m/s]
\mathbf{v}	Vetor Velocidade,	[m/s]
Y	Fração de massa,	[-]

GREGOS

γ	Coefficiente politrópico,	[-]
η	Direção radial parede,	[m]
μ	Viscosidade,	[Pa.s]
ν	Coefficiente estequimétrico,	[-]
ρ	Densidade,	[kg/m ³]
$\dot{\omega}$	Termo de fonte devido a reação química,	[kg/(m ³ s)]

Sumário

	Introdução	25
0.1	Objetivo Geral	26
0.1.1	Objetivos específicos	26
0.2	Estrutura do Trabalho	26
0.2.1	Revisão Bibliográfica	26
0.2.2	Metodologia	27
0.2.3	Resultados e Discussões	27
I	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	29
1	PROPULSÃO QUÍMICA	31
1.1	Propulsão Híbrida	31
1.2	SARA	32
1.3	Tubeiras e Fatores Ambientais	34
2	EQUAÇÕES GOVERNANTES	37
3	MODELO DE ABLAÇÃO	41
3.1	Materiais Ablativos	42
3.2	Balanco de Massa de Superfície	43
3.2.1	Difusão de Massa	43
3.2.2	Efeito de Sopro (<i>Blowing</i>)	44
3.2.3	Reações Químicas e Cinética	44
3.3	Balanco de Energia na Superfície	46
3.3.1	Condução de Calor	47
3.3.2	Convecção de calor	48
3.3.3	Fluxo de Energia Química	49
II	METODOLOGIA	51
4	CFD - MODELAGEM NUMÉRICA	53
4.1	Implementação	54
4.1.1	Geometria	54
4.1.2	Malha	55
4.2	Configurações do Solucionador	57

4.2.1	Modelo de Turbulência	57
4.2.2	Malha Dinâmica	59
4.2.3	Materiais	59
4.2.3.1	Reações de superfície	60
4.2.4	Condições de Contorno	61
4.2.5	Critérios de solução e convergência	62
5	USER DEFINED FUNCTIONS	65
III	RESULTADOS E DISCUSSÕES	69
6	VALIDAÇÃO	71
7	ANÁLISE DOS RESULTADOS	75
7.1	Taxas de Erosão	75
7.2	Influência da erosão no escoamento	77
7.3	Comparação com os dados experimentais	79
IV	CONCLUSÃO	83
8	CONSIDERAÇÕES FINAIS	85
8.1	Trabalhos Futuros	86
	REFERÊNCIAS	87
	APÊNDICES	89
	APÊNDICE A – CÓDIGO UDF	91
	APÊNDICE B – RESULTADOS DA SIMULAÇÃO	93

Introdução

A propulsão híbrida tem recebido cada vez mais atenção no setor aeroespacial, por combinar elementos de foguetes movidos a propulsão sólida e líquida. Tal configuração proporciona vantagens intrínsecas como simplicidade de projeto, baixo custo de operação e a capacidade de controle de empuxo. O que possibilita que os foguetes híbridos tenham uma ampla faixa de aplicação como propulsão em veículos de lançamento, mísseis táticos, foguetes de sondagem e motores espaciais (TIAN et al., 2021; MISHRA, 2017).

Os gases expelidos pela câmara de combustão possuem temperatura, pressão e velocidade elevadas que formam um ambiente hostil para a parede da tubeira. Há formação de uma camada limite altamente turbulenta com uma alta taxa de transferência de calor, aumentando a reatividade do material da tubeira (BIANCHI et al., 2011). Também ocorre remoção de material na superfície da tubeira causada pelo impacto de particulados líquidos e sólidos (MORTON, 1977).

Com a alta temperatura da superfície da tubeira, formam-se reações químicas heterogêneas que consomem espécies oxidantes como H_2O e CO_2 , comumente encontrados no fluxo de combustão, na qual produz monóxido de carbono CO . Essas reações causam a erosão termoquímica, a qual aumenta a área da tubeira, reduz o empuxo e consequentemente reduz a performance do motor (BIANCHI et al., 2011). Segundo Sutton (2017), o diâmetro da garganta aumenta em 1 a 6% e o impulso específico reduz em até 0,7%.

Além de perdas de performance, a erosão produz trincas que se propagam ao longo da parede e forma zonas favoráveis a fusão do material da tubeira. Essas zonas comprometem a integridade estrutural e as tornam susceptíveis a falhas ou até mesmo a ejeção por inteiro da tubeira (MORTON, 1977).

Existem três possibilidades de contornar o problema, adicionar um sistema de resfriamento ativo nas partes expostas aos gases; limitar a pressão da câmara de combustão ao reduzir a quantidade de oxidante; adicionar materiais capazes de suportar maiores taxas de calor (LEMIEUX; OBISPO, 2009). Entretanto, o que é mais utilizado para proteger a tubeira contra a erosão, é revesti-la com materiais ablativos, ou seja, que se decompõem em alta temperatura para diminuir a transferência de calor e manter a integridade da estrutura (EWING; LAKER; WALKER, 2013).

Pelo fato dos foguetes híbridos apresentarem uma maior concentração de oxigênio do que os outros tipos de propulsores, apresentam uma taxa de erosão consideravelmente maior na garganta se comparado a outros tipos de motores, como os foguetes de propulsão sólida. Outros processos também influenciam na taxa de erosão como a difusão das espécies ao longo da camada limite, transferência de calor dentro da tubeira e propriedades físico-

químicas das espécies envolvidas (BIANCHI et al., 2017). Tais parâmetros deverão ser analisados, pois influenciam o processo de erosão.

O Chemical Propulsion Laboratory (CPL) da Universidade de Brasília (UnB) projetaram um motor de desaceleração do módulo de reentrada do Satélite de Reentrada Atmosférica (SARA). O motor é um retrofogueto de propulsão híbrida que queima uma mistura de óxido nitroso e parafina (N_2O/C_nH_{2n+2}), pertencente a classe dos 1000 N (ANDRIANOV et al., 2015).

0.1 Objetivo Geral

Este trabalho tem como objetivo desenvolver um algoritmo em *User Defined Function* (UDF) capaz de calcular os efeitos da erosão termoquímica em foguetes híbridos e aplica-la em uma simulação do SARA.

0.1.1 Objetivos específicos

- Fazer uma revisão bibliográfica da teoria necessária para o modelo de erosão;
- Elaborar um modelo em *Computational Fluid Dynamics* (CFD) do motor híbrido SARA considerando o ambiente real do teste de bancada;
- Desenvolver um código em *User Defined Function* (UDF) que aplica o modelo de erosão termoquímica na simulação;
- Obter as propriedades do escoamento, a regressão da superfície interna causada pela erosão e verificar como a erosão impacta na performance do motor.

0.2 Estrutura do Trabalho

O presente trabalho está dividido nos seguintes capítulos.

0.2.1 Revisão Bibliográfica

Nesta parte é abordada a teoria utilizada para a implementação do modelo de ablação. São apresentadas as equações para a modelagem do escoamento, as reações químicas para a taxa de erosão e transferência de energia ao longo da superfície da tubeira.

0.2.2 Metodologia

Descreve o modelo de ablação termoquímica a ser aplicada neste trabalho, a definição da malha e a preparação do modelo em CFD baseado nas condições executada nos testes de bancada.

0.2.3 Resultados e Discussões

Análise dos dados de erosão obtidos da simulação numérica e comparação com os dados vindos do teste de bancada.

Parte I

Revisão Bibliográfica

1 Propulsão Química

A propulsão, em termos gerais, é o ato de alterar o movimento de um corpo em relação a um referencial inercial. Os sistemas de propulsão aplicam forças que retiram um objeto do seu estado de repouso, mudam sua velocidade ou que contrapõe com alguma força retardante gerada por um meio viscoso ou por atrito. A propulsão de foguete é um tipo de propulsão na qual o empuxo é produzido através da ejeção de matéria, denominada de fluido de trabalho ou propelente que é armazenado no interior do veículo (SUTTON, 2017).

A propulsão química é uma classe de propulsão de foguete cujo funcionamento se baseia em reações químicas, para ejetar o propelente. Nesse tipo de propulsão, o propelente é composto em duas componentes, o combustível e o oxidante, e se interagem em uma reação de combustão de modo que a sua temperatura e pressão se elevam numa câmara de combustão e são direcionados a uma tubeira onde o escoamento é expandido para o ambiente externo, acelerados a velocidades supersônicas, essa ejeção em alta velocidade gera empuxo (MISHRA, 2017). De acordo com Mishra (2017), os propulsores químicos são classificados de acordo com o estado físico das componentes do propelente que podem ser propulsão sólida, cujo combustível e o oxidante estão no estado sólido; propulsão líquida, onde o combustível e o oxidante estão no estado líquido; e propulsão híbrida o oxidante e o combustível se encontram em estados diferentes, é comum o combustível no estado sólido e o oxidante líquido.

1.1 Propulsão Híbrida

Os Motores de Foguete a Propelente Híbrido, *Hybrid Propellant Rockets Engines* (HPRE), combinam elementos da propulsão líquida e sólida, no qual as componentes do propelente se encontram em fases diferentes. Apesar de ser possível várias combinações de propelentes líquidos e sólidos, é mais comum encontrar motores HPRE em que o oxidante está no estado líquido e o combustível no estado sólido (MISHRA, 2017).

Os sistemas HPRE, são compostos por um sistema de injeção do oxidante, a câmara de combustão, o grão combustível sólido e a tubeira, como é mostrado na Fig. 1. Nesta configuração, apenas a fase oxidante se encontra em um tanque pressurizado separado do motor. A fase pressurizada é atomizada pelos bicos injetores formando um *spray* de gotículas. Devido a recirculação que se forma dentro da câmara e a elevada temperatura, parte do propelente evapora e interage com o combustível gasoso que é emanado do grão combustível devido ao processo de pirólise ¹.

¹ Segundo Alemán et al. (2007), pirólise é a decomposição térmica de materiais submetidos à elevadas

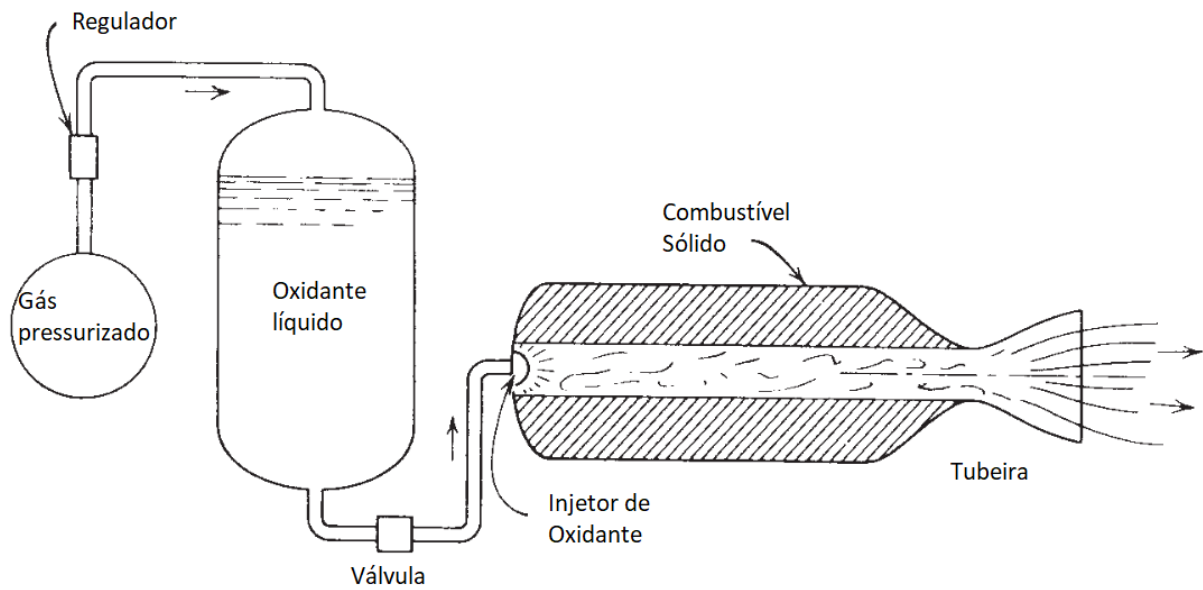


Figura 1 – Esquemático de um foguete a propulsão híbrida. Fonte: Adaptado de [Sutton \(2017\)](#).

A mistura de oxidante e combustível, ambos em fase gasosa, entram em processo de combustão, eleva a pressão e a temperatura da câmara de combustão de forma semelhante a outros foguetes a propulsão química. Os gases gerados, que se encontram a alta pressão e temperatura, são expandidos por uma tubeira convergente-divergente, acelerando o escoamento a um regime supersônico gerando a força de empuxo desejada ([MISHRA, 2017](#)).

Os sistemas HPRE mostram um considerável interesse comercial em aplicações espaciais, por apresentar as seguintes vantagens: são mais seguros e mais robustos que sistemas convencionais, suportam melhor impactos de objetos e incêndios causados por outros foguetes; capacidade de serem reacionados; apresentam menos complexidade do que a propulsão líquida; impulso específico mais alto do que propulsão sólida e uma densidade de impulso específico maior do que a propulsão líquida; capacidade de mudar suavemente o empuxo em uma ampla faixa de operações ([SUTTON, 2017](#)).

1.2 SARA

O projeto SARA (Satélite de Reentrada Atmosférica) é uma plataforma espacial de experimentos em microgravidade, desenvolvido pelo Instituto de Aeronautica e Espaço (IAE), projetado para operar em uma órbita de até 300 km com capacidade de transporte

temperaturas e ambiente inerte.

de experimentos com até 55 kg, capaz de permanecer em órbita por até dez dias, finalmente reconduzido a Terra e recuperado (IAE, 2019).

Para a composição do projeto, a UnB desenvolveu um retrofogueto desacelerador, *Propulsive Decelerator* (PD) para o módulo sub-orbital do SARA. É um propulsor híbrido que opera usando como propelentes Parafina e Óxido Nitroso (N_2O), capaz de gerar um empuxo de até 1,0 kN e um impulso total de até 12,5 kNs (ANDRIANOV et al., 2015).

A Figura 2 mostra os principais componentes presentes no interior do protótipo, abaixo é explicado algumas partes do protótipo.

- **Pré Câmara:** Região onde o oxidante é expandido antes de entrar na câmara de combustão;
- **Câmara de Combustão:** Região onde acontece a reação de combustão, também é o local de armazenamento do grão de combustível;
- **Pós Câmara:** Local onde permite que a reação de combustão ocorra de forma mais completa possível antes dos produtos irem para a tubeira;
- **Tubeira:** Onde ocorre a expansão dos gases e conversão de energia térmica em energia cinética.

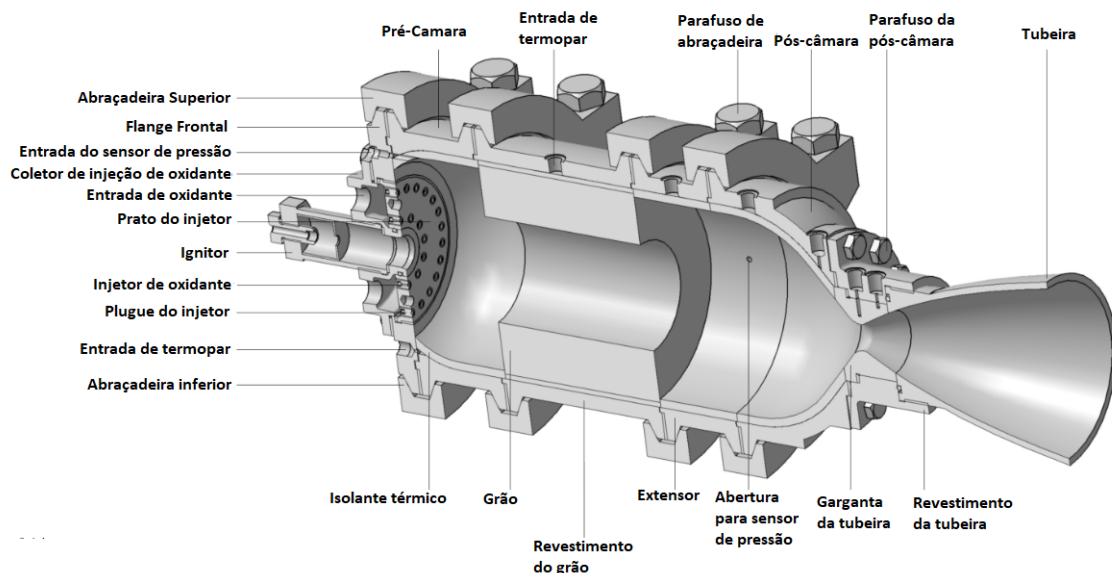
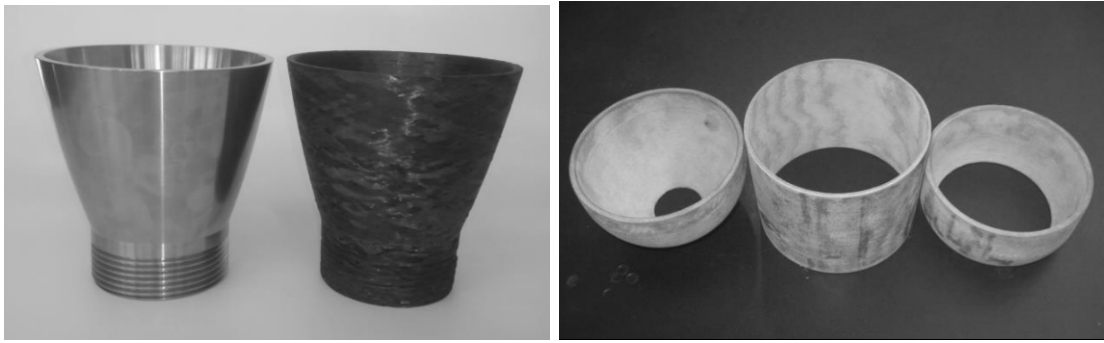


Figura 2 – Seção transversal do motor do SARA. Fonte: Adaptado de Andrianov et al. (2015).

Os componentes estruturais do propulsor foram fabricados em liga austenítica AISI 310, um tipo de aço inoxidável, que possui elevada resistência a corrosão e aplicações em altas temperaturas até 1100 °C em ambientes oxidantes. Entretanto, alguns componentes



(a) Tubeira construída em aço AISI 304L (esquerda) e em Plástico Reforçado com Fibra de Carbono (direita). (b) Isolantes térmicos fabricados em *Celeron*.

Figura 3 – Componentes do motor do SARA. Fonte: (ANDRIANOV et al., 2015).

estruturais foram fabricados em liga AISI 304L, devido ao custo elevado do AISI 310, como os componentes que são protegidos pelo grão ou isolante térmico e os componentes que não são usados frequentemente, dentre eles, o extensor e a pré-câmara (ANDRIANOV et al., 2015).

A tubeira usada nos testes foi fabricada em liga AISI 304L, entretanto foi desenvolvida uma segunda versão em plástico reforçado com fibra de carbono, *Carbon Fiber Reinforced Plastic* (CfRP), mais eficiente do que a versão em aço devido ao menor peso. Para o isolamento térmico, foi utilizado compósito laminado *Celeron*. O *Celeron* é uma resina fenólica reforçada com tecidos de algodão fabricados por prensagem em alta pressão e alta temperatura (ANDRIANOV et al., 2015). A Fig. 3 mostra alguns componentes do motor de testes.

1.3 Tubeiras e Fatores Ambientais

As tubeiras, ou bocais são responsáveis pela expansão dos gases gerados pela queima do propelente a uma velocidade elevada para produzir o empuxo necessário. Os gases após saírem da câmara de combustão, tem sua energia interna convertida em cinética e obtém empuxo máximo quando a pressão na saída dos gases for igual a pressão atmosférica. As tubeiras são separadas em dois tipos: as convergentes e as convergente-divergentes. No entanto, tubeiras convergente-divergente são utilizadas em foguetes (MISHRA, 2017).

Na seção convergente da tubeira, quando a razão de pressão em um gás ultrapassa o seu valor crítico, a velocidade máxima atingida pelo gás é igual a velocidade do som, nessa situação uma seção divergente é adicionada de forma a aumentar ainda mais a velocidade dos gases, pois somente a seção convergente não consegue acelerar além da velocidade do som. Na transição das duas tubeiras, forma-se uma região de mínima seção transversal, denominada de garganta, onde o gás atinge o regime supersônico. Essa configuração é

conhecida como Tubeira de Laval (TURNER, 2008).

Como dito anteriormente, o ponto ótimo de funcionamento da tubeira é quando a pressão de saída é igual a pressão ambiente. Significa que não há qualquer formação de ondas de choque na seção divergente do bocal. Entretanto, esta condição implica que as tubeiras só funcionariam em uma altitude fixa, devido a pressão atmosférica diminuir conforme a altitude aumenta. Numa operação real, uma tubeira pode operar fora da condição ideal. Essas condições não ideais podem ocorrer de duas formas: *underexpanded* e *overexpanded* (Fig. 4) (SUTTON, 2017).

Uma tubeira na condição de *underexpanded* ejeta os gases a uma pressão de saída maior do que a pressão atmosférica porque sua área de saída é muito pequena para uma expansão ideal. A expansão é incompleta dentro do bico e ocorrerá uma expansão adicional fora da tubeira (SUTTON, 2017).

Uma tubeira em *overexpanded* o gás sai com uma pressão mais baixa do que a atmosfera, pois tem uma área de descarga muito maior do que a ideal. Há formação de ondas de choque oblíquas que se descolam da parede do bocal e uma onda de choque normal na região onde a pressão na tubeira é igual a pressão externa (SUTTON, 2017).

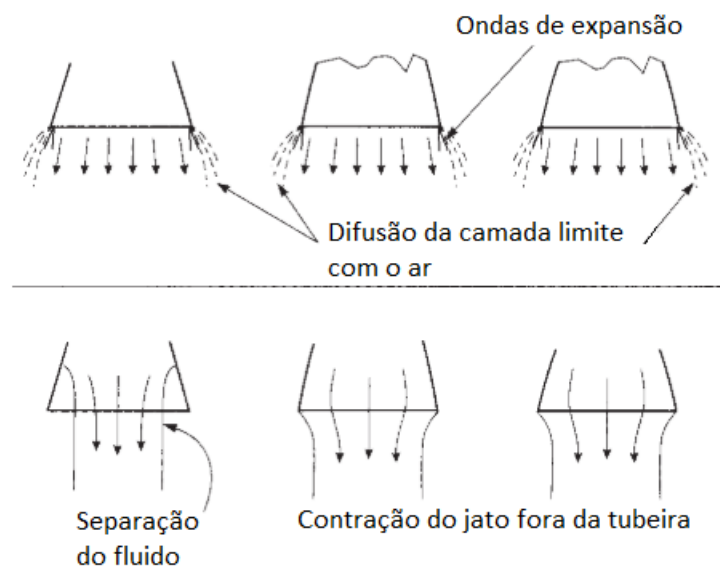


Figura 4 – Fluxos *underexpanded* e *overexpanded*. Fonte: Adaptado de Sutton (2017).

Os testes feitos no motor SARA, foram realizados na altitude da cidade de Brasília de aproximadamente 1000 m e a temperatura de 25,2 °C, portanto o motor possui um fluxo *overexpanded* e há formação de ondas de choque dentro da seção divergente da tubeira.

2 Equações Governantes

O processo de ablação termoquímica é um resultado de reações químicas e da dinâmica dos gases que ocorrem dentro do foguete. Para ser possível avaliar a ablação, torna-se necessário modelar adequadamente o fluido de trabalho bem como seus mecanismos de transporte de massa e energia.

As equações fundamentais da dinâmica dos fluidos são baseadas nas conservações de massa, momento e energia. A equação resultante da conservação de massa aplicada ao fluido é chamada equação da continuidade. A conservação do momento está relacionado a segunda Lei de Newton. A conservação de energia é originada da Primeira Lei de Termodinâmica (ANDERSON; TANNEHILL; PLETCHER, 2016). Estas equações são dadas como:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v}) = 0, \quad (2.1)$$

$$\frac{\partial (\rho \mathbf{v})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v} \mathbf{v}) = \rho \mathbf{f} + \nabla \cdot \mathbf{P}_{ij}, \quad (2.2)$$

$$\frac{\partial E_t}{\partial t} + \nabla \cdot E_t \mathbf{v} = \dot{Q} - \nabla \cdot \mathbf{q} + \nabla \cdot (\mathbf{P}_{ij} \cdot \mathbf{v}). \quad (2.3)$$

Na nomenclatura usual, ρ é a densidade, $\mathbf{v} = [u, v, w]$ é o vetor velocidade e E_t é a energia. O termo \mathbf{f} representa as forças de corpo e \mathbf{P}_{ij} representa o tensor de tensão composto pelas forças de pressão p e forças de origem viscosas \mathbf{T}_{ij} , definido como:

$$\mathbf{P}_{ij} = -p\mathbf{I} + \mathbf{T}, \quad (2.4)$$

$$\mathbf{T} = -\frac{2}{3}\mu(\nabla \cdot \mathbf{v})\mathbf{I} + \mu[\nabla \mathbf{v} + (\nabla \mathbf{v})^T]. \quad (2.5)$$

O resultado final, obtido da substituição do termo 2.4 na equação 2.2 é a famosa equação de Navier-Stokes para um fluido newtoniano compressível, definida como:

$$\rho \left(\frac{\partial \mathbf{v}}{\partial t} + \mathbf{v} \cdot \nabla \mathbf{v} \right) = -\nabla p + \mu \nabla^2 \mathbf{v} + \frac{1}{3}\mu \nabla (\nabla \cdot \mathbf{v}). \quad (2.6)$$

Por ser derivada com a viscosidade constante, é uma aproximação fraca para fluidos com viscosidade altamente dependente da temperatura, entretanto, a viscosidade dos gases varia moderadamente com a temperatura, a equação se torna uma boa aproximação (ANDERSON; TANNEHILL; PLETCHER, 2016; ANDERSON, 2000).

A energia E_t corresponde a energia total pela unidade de volume, composta pela energia interna, cinética e potenciais presentes em cada parte do fluido, definido por:

$$E_t = \rho \left(e + \frac{1}{2} (u^2 + v^2 + w^2) + \text{potencial} + \dots \right). \quad (2.7)$$

Os termos \dot{Q} e \mathbf{q} correspondem respectivamente a taxa de calor produzida no volume de controle e a perda de calor causada pela condução térmica ao longo da superfície de controle, que é definida pela lei de Fourier, expressa por:

$$\mathbf{q} = -k\nabla T + \sum_{i=1}^n h_i \rho Y_i \mathbf{u}_i, \quad (2.8)$$

onde k é a condutividade térmica do fluido, h é a entalpia de uma espécie química e Y é a fração de massa de uma espécie química (ANDERSON; TANNEHILL; PLETCHER, 2016).

O conjunto de equações apresentados não é um sistema fechado, existem mais variáveis do que equações.¹ Para fechar esse sistema de equações e relacionar as propriedades do transporte (μ, k) à propriedades termodinâmicas ((p, ρ, T, e, h)), se faz uso das equações de estado (ANDERSON; TANNEHILL; PLETCHER, 2016).

É possível admitir, que para a grande maioria dos problemas de dinâmica dos gases, o fluido como gás ideal, cujas interações moleculares são negligenciadas. Ao assumir o fluido como calorificamente perfeito, as equações de estado, com densidade e energia interna como variáveis independentes, tomam a seguinte forma:

$$p = (\gamma - 1)\rho e \quad T = \frac{(\gamma - 1)e}{R}. \quad (2.9)$$

Para fluidos não considerados calorificamente perfeitos, as relações de estados podem ser obtidas com tabelas, gráficos ou ajustes de curvas (ANDERSON, 2000).

Um gás termicamente perfeito é um tipo de gás ideal cujos calores específicos c_v e c_p variam em função da temperatura. A medida que a temperatura aumenta, as reações químicas aumentam e o gás deixa de ser termicamente perfeito (ANDERSON, 2000).

Para a maioria dos gases que participam de reações químicas, as forças intermoleculares são desprezíveis e portanto obedecem a equação dos gases ideais. As espécies individuais também podem consideradas termicamente perfeitas. Portanto o fluido de trabalho é uma mistura quimicamente reativa de gases termicamente perfeitos, a equação de estado dos gases ideais recebe uma correção que origina uma nova equação de estado

$$p = \rho \frac{\bar{R}}{M} T, \quad (2.10)$$

¹ São cinco equações e sete variáveis considerando \mathbf{v} um vetor tridimensional.

onde \bar{R} é a constante universal dos gases tendo como valor $8314,34 J/(kg mol K)$ e M a massa molecular da mistura dos gases que pode ser definida usando a equação:

$$M = \left(\sum_{i=1}^n \frac{Y_i}{M_i} \right)^{-1}, \quad (2.11)$$

onde Y_i e M_i a fração de massa e a massa molecular da espécie i . A fração de massa de cada espécie pode ser calculada usando as equações de continuidade das espécies químicas, dadas por

$$\frac{\partial(\rho Y_i)}{\partial t} + \nabla(\rho Y_i \mathbf{v}_i) = \dot{\omega}_i \quad i = 1, 2, \dots, n, \quad (2.12)$$

onde $\dot{\omega}$ é a taxa de produção da espécie i devido a reações químicas \mathbf{v}_i é o movimento de massa da espécie i podendo ser expresso por

$$\mathbf{v}_i = \mathbf{v} + \mathbf{u}_i, \quad (2.13)$$

que relaciona o movimento da mistura \mathbf{v} e a velocidade de difusão da espécie \mathbf{u}_i . A difusão do fluxo de massa da i -ésima espécie pode ser expressada pela Lei de Fick

$$\mathbf{j}_i = \rho Y_i \mathbf{u}_i = -\rho D_{im} \nabla Y_i. \quad (2.14)$$

As variáveis de transporte e as propriedades termodinâmicas devem ser consideradas. As propriedades termodinâmicas e de transporte das espécies individuais são obtidas por ajuste de curvas. As propriedades de mistura da condutividade e viscosidade são derivadas da regra de Wilke e o coeficiente de difusão é baseado em um único coeficiente obtido assumindo um número de Lewis constante (ANDERSON; TANNEHILL; PLETCHER, 2016; BIANCHI et al., 2011).

Para fechar o sistema de equações, são adicionadas mais duas equações, responsáveis pela modelagem do modelo de turbulência, que neste trabalho, foi utilizado o modelo SST k - ω , cuja formulação se dá pelas equações:

$$\frac{\partial \rho k}{\partial t} + \mathbf{v} \cdot \nabla(\rho k) = \nabla \cdot (\Gamma_k \nabla k) + G_k - Y_k + S_k, \quad (2.15)$$

$$\frac{\partial \rho \omega}{\partial t} + \mathbf{v} \cdot \nabla(\rho \omega) = \nabla \cdot (\Gamma_\omega \nabla \omega) + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega, \quad (2.16)$$

mais detalhes sobre o modelo de turbulência será explicado no capítulo 4.2.1

onde G_k representa a geração de energia cinética turbulenta devido a gradientes de velocidade média, G_ω é a geração de ω , Γ_k e Γ_ω representa a difusividade efetiva de k e ω respectivamente, Y_k e Y_ω é a dissipação de k e ω devido a turbulência, D_ω é o termo de difusão cruzada e S_k e S_ω são os termos de fonte (ANSYS Inc., USA, 2013a).

3 Modelo de Ablação

Existem diferentes formas de modelar o fenômeno de ablação. O mais simples é o Modelo Ablativo de calor, *Heat Of Ablation Model* (HAB), onde a taxa de erosão é proporcional a densidade do material carbonizado e o calor de ablação. Infelizmente o calor de ablação é função da composição química do fluxo livre e diferente do material de proteção do foguete, depende de análises experimentais muito específicas sem poder ser extrapolada para outras composições de propelente e revestimento de proteção. O que inviabiliza seu uso para estimar a erosão em sistemas HPRE (RUFFIN, 2015).

O Modelo de Ablação Termoquímica, *Thermochemical Ablation Model* (TAB), utilizado é baseado no balanço de massa e energia da superfície da tubeira, taxa de difusão das espécies através da camada limite condução de calor no material da tubeira e propriedades termofísicas multiespécies (BIANCHI et al., 2017).

Através dos processos de transferência de calor por radiação e convecção, vindo dos gases de exaustão e pela condução de calor atuante no material da tubeira, uma reação heterogênea acontece na superfície da tubeira e ocorre a difusão de espécies químicas em fase gasosa, pirólise e evaporação. Esses produtos da reação química é desviado pelo fluxo dos gases vindos da câmara de combustão e ocorre a erosão da tubeira como mostra a Fig. 5. A erosão termoquímica pode ser dividida em um processo de regressão controlado pelos produtos químicos e um processo de regressão controlado pela difusão, com dependência da temperatura da superfície da parede (KIM; CHO, 2019).

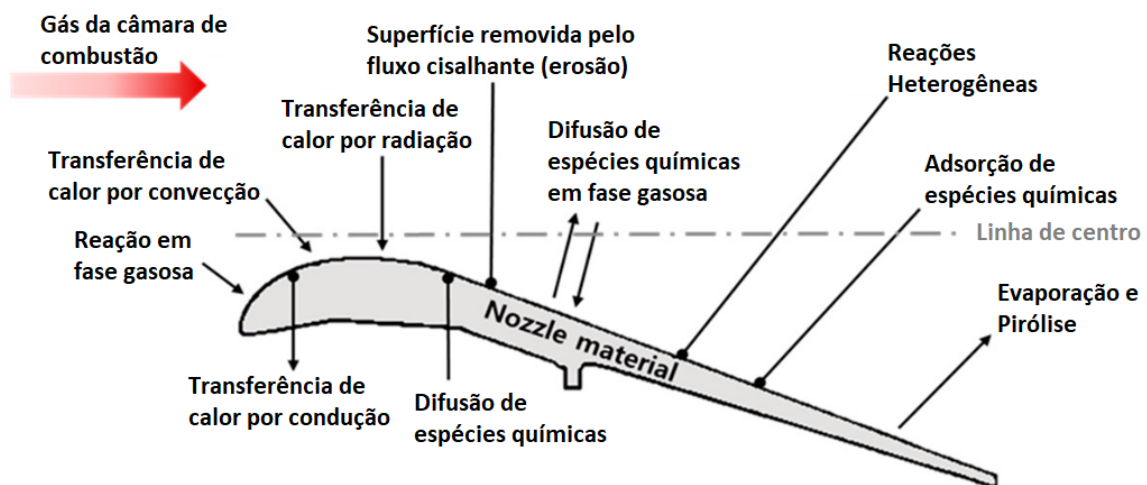


Figura 5 – Processos físicos e químicos associados a erosão da tubeira. Fonte: Adaptado de Kim e Cho (2019).

A temperatura e a pressão na superfície, a concentração de reagentes e produtos

e a densidade são os fatores mais influentes para a erosão termoquímica. Quanto maior a densidade do material, maior a resistência à erosão. Conforme aumenta a pressão da câmara de combustão, aumenta a densidade do gás e isso também aumenta a erosão. No caso da temperatura, quanto mais elevada, maior a erosão, entretanto é maior no processo de regressão controlado por difusão do que o de produtos químicos (KIM; CHO, 2019).

3.1 Materiais Ablativos

Materiais ablativos estão na base da indústria aeroespacial, são materiais de sacrifício usados como blindagem térmica de propulsores de foguete, bem como proteção de veículos como sondas em voos hipersônicos em uma atmosfera planetária. Também são conhecidos como materiais que compõem o Sistema de Proteção Térmica, *Thermal Protection System* (TPS) (NATALI; KENNY; TORRE, 2016).

Os materiais ablativos conseguem reter o calor convectivo e radiativo do fluxo dos gases de exaustão através da perda de massa do material causada por reações químicas (RUFFIN, 2015).

Os materiais ablativos podem ser classificados em: Não-poliméricos e poliméricos. Os materiais ablativos não-poliméricos tiveram um sucesso na época da Guerra Fria, como o rênio e o molibdênio, entretanto os materiais ablativos poliméricos foram representados por uma família mais ampla de materiais usados nos sistemas TPS, devido aos materiais não poliméricos terem alto custo e serem mais densos, além da difícil processamento. Já os materiais ablativos poliméricos, podem ser divididos em dois grandes grupos: os carbonizados (*charring*) e os não-carbonizados (*non-charring*) (NATALI; KENNY; TORRE, 2016).

A grande maioria dos materiais carbonizados são os plásticos reforçados, que quando a base polimérica é aquecida, se decompõe formando gases de pirólise deixando um resíduo de carbono que se liga ao reforço denominado de carvão. Os gases de pirólise fluem em direção a superfície e as espécies reativas do fluxo livre se difundem ao longo da camada limite e reagem com o carvão e os gases de pirólise. No processo a massa carbonizada é perdida pelas reações químicas. Como o processo é endotérmico, os fluxos de convecção e radiação de calor são absorvidos e utilizados no processo (RUFFIN, 2015).

Nos materiais não-carbonizados, nenhuma reação de pirólise ocorre nos materiais não carbonizados e não há nenhuma formação de carvão. Os principais mecanismos de ação desses materiais são as reações heterogêneas formadas pelas espécies reativas e a base polimérica ou fusão e sublimação da superfície, podendo haver fragmentação mecânica da superfície (RUFFIN, 2015).

Os principais ablativos podem ainda sofrer erosão indesejada devido a reações de

superfícies heterogêneas envolvendo o carbono com agentes oxidantes como O_2 , O , H_2O e CO_2 para formar CO . No caso de motores a propolente híbrido, grandes proporções de oxigênio na mistura e pressões elevadas, as taxas dessa erosão será maior principalmente na região da garganta (SUTTON, 2017; BIANCHI et al., 2013).

3.2 Balanço de Massa de Superfície

O processo de recessão controlado pela difusão pode ser expresso pelo balanço de massa superficial, visto que é a equação mais significativa do modelo pois consegue explicar como ocorre a dinâmica da ablação. É definida como uma aplicação da Eq. 2.12 em um volume de controle móvel que se encontra na interface entre a parede e a fase gasosa (KIM; CHO, 2019; RUFFIN, 2015). A figura 6 mostra uma representação do volume de controle.

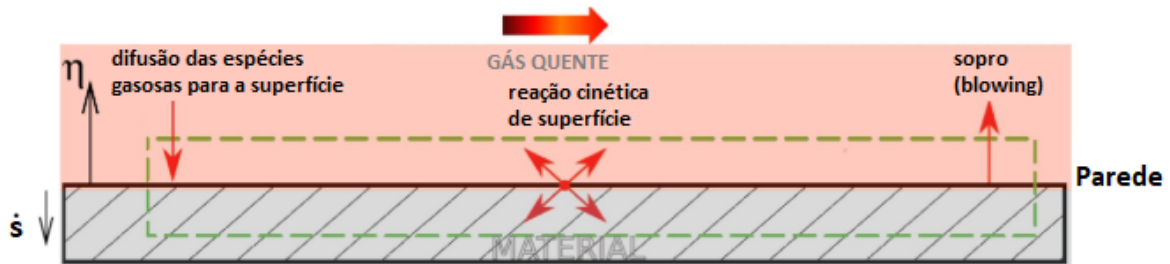


Figura 6 – Balanço de massa superficial. Fonte: Adaptado de Bianchi et al. (2017).

O balanço de massa no volume de controle é expresso como

$$\rho D_{im} \left. \frac{\partial Y_i}{\partial \eta} \right|_w = \dot{\omega} + (\rho v)_w Y_{wi}, \quad (3.1)$$

onde o termo do lado esquerdo é o fluxo de massa da espécie i que penetra na superfície do bocal devido a difusão enquanto os termos do lado direito são os produtos das reações heterogêneas da interface entre a camada limite de gases e o carbono superficial e o fluxo de massa das espécies que deixam a parede devido ao processo de erosão (RUFFIN, 2015).

3.2.1 Difusão de Massa

A difusão das espécies químicas ao longo da camada limite é o mecanismo principal na avaliação da erosão termoquímica pois ela regula a quantidade de reagentes gasosos que atingem a proteção térmica da tubeira (KUO; ACHARYA, 2012). O primeiro termo Eq. 3.1, que descreve o fluxo difusivo do gradiente de concentração é descrito pela Lei de Fick

$$\dot{m}_{dif} = \rho D_{im} \frac{\partial Y_i}{\partial \eta}, \quad (3.2)$$

de acordo com [Ruffin \(2015\)](#) o termo de difusão pode ser rearranjado como

$$\dot{m}_{dif} = \rho_e v_e C_M (Y_{e_i} - Y_{w_i}). \quad (3.3)$$

A equação é proporcional a diferença da fração de massa da espécie oxidante do fluxo livre Y_{e_i} e a próxima da parede Y_{w_i} . O termo C_M se refere ao coeficiente de transferência de massa que é proporcional ao produto do número de Lewis e o número de Stanton

$$C_M = Le^{\frac{2}{3}} C_H, \quad (3.4)$$

onde pode se considerar o Le próximo a unidade ([KUO; ACHARYA, 2012](#)).

Segundo [SUN et al. \(2019\)](#) número de Stanton C_H é um número adimensional que mensura a proporção de calor que é transferida para o fluido sobre a capacidade térmica desse fluido, definidor por

$$C_H = \frac{h_{cv}}{\dot{m}c_p} = \frac{h_{cv}}{\rho v_e c_p}. \quad (3.5)$$

onde h_{cv} é o coeficiente de calor convectivo.

3.2.2 Efeito de Sopro (*Blowing*)

O efeito *blowing* ou devido ao sopro ocorre por causa da regressão da superfície, ao assumir que todos os reagentes se transformem em produtos de reação gasosos, sem ocorrer erosão mecânica ou fusão na parede ([RUFFIN, 2015](#)). O termo ρv passa a ser $\rho \dot{s}$ que é igual a densidade de fluxo mássico do carbono \dot{m}_C , de forma que o último termo da Eq. 3.1 se torne

$$(\rho v)_w Y_{m_i} = (\rho \dot{s})_w Y_{m_i}. \quad (3.6)$$

3.2.3 Reações Químicas e Cinética

No processo de regressão controlado pelas espécies químicas, a erosão é proporcional a concentração de H_2O , CO_2 e OH , e inversamente proporcional à concentração de H_2 da reação de H_2O e CO_2 , principais causadores da erosão, onde compósitos ou grafite produzem CO . A componente mecânica da erosão é proporcional a velocidade de exaustão, coeficiente de atrito e porosidade do material da tubeira. ([KIM; CHO, 2019](#)).

De acordo com [Bianchi et al. \(2017\)](#) reações heterogêneas que ocorrem na interação entre os gases expelidos e a superfície da tubeira são modeladas pela cinética de oxidação do grafite semi-global composto por cinco reações, na qual é possível definir a contribuição para a erosão de cada espécie química na forma de densidade de vazão mássica como

$$\dot{m}_i = k_j p_i^{n_j}, \quad (3.7)$$

em que p_i representa a pressão parcial da espécie oxidante i , n_j é a ordem geral da j -ésima reação. A equação 3.7 é definida para as espécies H_2O , CO_2 , OH e O . A constante de taxa de reação k_j é definida pela equação de Arrhenius expressa por:

$$k_j = A_j T_w^{b_j} e^{\left(\frac{-E_j}{RT_w}\right)}, \quad (3.8)$$

onde T_w é a temperatura adiabática da parede, A_j é o fator pré-exponencial, b_j é o expoente de temperatura e E_j a energia de ativação da j -ésima reação. Os parâmetros cinéticos da reação do carbono com H_2O , CO_2 , OH e O estão listados na tabela 1.

Tabela 1 – Reações heterogêneas de superfície em ordem de reação do carbono com H_2O , CO_2 , OH e O .

Reação de superfície	j	A_j	E_j [kJ/mol]	b_j	n_j
$C_s + H_2O \rightarrow CO + H_2$	1	$4,8 \cdot 10^5$	288	0,0	0,5
$C_s + CO_2 \rightarrow 2CO$	2	$9,0 \cdot 10^3$	285	0,0	0,5
$C_s + OH \rightarrow CO + H$	3	$3,61 \cdot 10^2$	0,0	-0,5	1,0
$C_s + O \rightarrow CO$	4	$6,655 \cdot 10^2$	0,0	-0,5	1,0

O fluxo de massa da reação do carbono com o oxigênio molecular não obedece uma relação linear com a taxa de reação obtida pela Eq. 3.8. Entretanto é possível modelar a cinética usando o modelo semi-empírico de *Nagle e Strickland* descrito pela Eq. 3.9 onde k_5 , k_6 , k_7, k_8 podem ser expressos pela Eq. 3.8.

$$\dot{m} = \frac{k_5 p_i Y}{1 + k_6 p_i} + k_7 p_i (1 - Y), \quad (3.9)$$

onde $Y = \left(1 + \frac{k_8}{k_7 p_i}\right)^{-1}$. Os parâmetros cinéticos para a reação de carbono com oxigênio molecular são listados na tabela 2 (BIANCHI et al., 2017).

Tabela 2 – Reação heterogênea em ordem de reação do carbono com O_2

Reação de superfície	j	A_j	E_j [kJ/mol]	b_j
$C_s + \frac{1}{2}O_2 \rightarrow CO$	5	$2,4 \cdot 10^3$	125,6	0,0
	6	$2,13 \cdot 10^1$	-17,17	0,0
	7	$5,35 \cdot 10^{-1}$	63,64	0,0
	8	$1,81 \cdot 10^7$	406,1	0,0

Caso não ocorra nenhuma erosão mecânica ou remoção de fase líquida na superfície, a taxa total de reação do carbono é diretamente relacionada com a taxa de erosão da parede

$$\dot{m}_C = \dot{m}_{H_2O} + \dot{m}_{CO_2} + \dot{m}_{OH} + \dot{m}_O + \dot{m}_{O_2} = \rho_C \dot{s}, \quad (3.10)$$

onde \dot{s} é a taxa de erosão da parede da tubeira. A taxa da erosão do carbono pelas espécies oxidantes pode ser usada para encontrar a taxa de produção das espécies genéricas na superfície da tubeira $\dot{\omega}$ da Eq. 3.1 usando a relação

$$\dot{\omega} = \frac{M_i}{M_C} \frac{\nu_i}{\nu_C} \dot{m}_i, \quad (3.11)$$

onde M_i e M_C são as massas moleculares da espécie reativa e a do carbono respectivamente, ν_i e ν_C os coeficientes estequiométricos (RUFFIN, 2015).

Por depender das condições da câmara de combustão e da pressão estática local, a Eq. 3.1 é dependente da temperatura da parede e da composição química da superfície. Portanto, nota-se que o balanço de massa é composto por uma quantidade de equações menor do que a quantidade de variáveis desconhecidas, onde uma delas é a temperatura de superfície e as demais as concentrações das espécies químicas (RUFFIN, 2015). A equação faltante para completar o sistema de equações é o balanço de energia na superfície do bocal.

3.3 Balanço de Energia na Superfície

O balanço de energia térmica é necessário para completar o sistema de equações para a modelagem do modelo de ablação termoquímica (RUFFIN, 2015). Definido pela primeira lei da termodinâmica, a taxa de variação de energia ao longo do tempo em um sistema é igual a diferença de taxa de energia transferida por calor, trabalho e massa na entrada e saída do sistema (ÇENGEL; GRAJAR, 2012). A Figura 7 mostra uma representação do volume de controle utilizado.

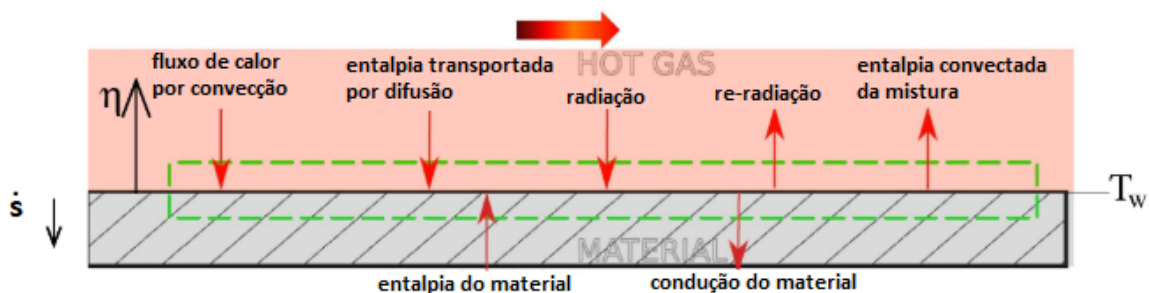


Figura 7 – Balanço de energia superficial. Fonte: Adaptado de Bianchi et al. (2017).

O volume de controle é aplicado na Eq. 2.3, com as seguintes considerações, o sistema é em regime estacionário e taxa de transferência de calor positiva quando entra

no sistema. Com isso o balanço de energia resulta em:

$$k \frac{\partial T}{\partial \eta} \Big|_w + \sum_{i=1}^N h_{i_w} \rho D_i m \frac{\partial Y_i}{\partial \eta} \Big|_w + \dot{m} h_s + \dot{q}_{rad_{in}} = k_s \frac{\partial T_s}{\partial \eta} \Big|_w + \dot{q}_{rad_{out}} + (\rho v)_w h_w, \quad (3.12)$$

onde v_w é a velocidade radial da fase gasosa devido a injeção dos produtos da ablação e o termo $\dot{m} h_s$ é o fluxo de energia que entra devido a regressão da superfície enquanto $(\rho v)_w h_w$ é o fluxo de energia que sai da superfície devido ao efeito de sopro. Se multiplicar a Eq. 3.1 por cada entalpia de parede h_{i_w} da espécie i e somar todas as espécies gera um balanço de entalpia de conservação de massa

$$\underbrace{\sum_{i=1}^N h_{i_w} \rho D_i m \frac{\partial Y_i}{\partial \eta} \Big|_w}_{\text{Calor difusivo}} + \underbrace{\sum_{i=1}^N \dot{\omega}_i h_{i_w}}_{\text{Liberação de calor}} = \underbrace{\dot{m} h_w}_{\text{Entalpia de sopro}}. \quad (3.13)$$

Ao substituir a Eq. 3.13 na Eq. 3.12, o balanço de energia assume uma forma mais compacta

$$\underbrace{k \frac{\partial T}{\partial \eta} \Big|_w}_{\text{Convecção}} + \underbrace{\dot{q}_{rad_{in}}}_{\text{Radiação}} = \underbrace{\sum_{i=1}^N \dot{\omega}_i h_{i_w} - \dot{m} h_s}_{\text{Reação química}} + \underbrace{\dot{q}_{rad_{out}}}_{\text{Re-radiação}} + \underbrace{k_s \frac{\partial T_s}{\partial \eta} \Big|_w}_{\text{Condução}}, \quad (3.14)$$

onde é possível notar as três formas da transferência de calor a condução, convecção e radiação, além da transferência de energia das reações químicas heterogêneas da oxidação do grafite. Entretanto, o fluxo de calor por radiação é consideravelmente menor quando comparado ao fluxo convectivo para o problema de ablação termoquímica e pode ser negligenciado (BIANCHI et al., 2017).

3.3.1 Condução de Calor

A condução de calor é o mecanismo de troca de calor entre uma partícula mais energética para as partículas vizinhas menos energéticas através de uma interação entre as moléculas. Nos líquidos e gases essa interação ocorre por colisões moleculares e nos sólidos pela vibração da estrutura cristalina (ÇENGEL; GRAJAR, 2012).

De acordo com Bianchi et al. (2017), o fluxo de calor na direção normal à superfície da tubeira é dominante em relação as outras direções. Mesmo existindo gradientes de temperatura na região tangencial, eles são geralmente insignificantes comparados na direção normal e pode ser considerado como um efeito de segunda ordem que não será considerado nessa análise.

No caso da tubeira é considerado um sistema de coordenadas local móvel ligada a superfície que sofre regressão, tem a distribuição de temperatura governada pela equação

$$\frac{\partial h_s}{\partial t} = \frac{1}{A} \frac{\partial}{\partial \eta} \left(k_s A \frac{\partial T_s}{\partial \eta} \right) - \rho_s \dot{s} \frac{\partial h_s}{\partial \eta}, \quad (3.15)$$

onde o termo do lado esquerdo é o acúmulo de energia sensível, os termos da direita representam respectivamente a condução líquida e a convecção de energia devido ao movimento coordenado (BIANCHI; NASUTI, 2015).

Para o caso da tubeira, assume a condição de regime estacionário, condição adiabática para o ultimo termo e seção transversal constante devido a transferência de calor ocorrer de forma rápida principalmente na região da garganta, o termo de condução da Eq. 3.14 pode ser expresso por:

$$k_s \frac{\partial T_s}{\partial \eta} \Big|_w = \rho_s \dot{s} (h_s - h_{s_0}), \quad (3.16)$$

onde h_{s_0} é a entalpia do material na temperatura inicial, ou seja, antes da ignição. Nota-se que o fluxo de condução de calor é dependente apenas do calor específico do material (da diferença de entalpia) e não por sua condutividade térmica que influencia de forma relevante apenas o perfil de temperatura. A aproximação do regime estacionário é válida pois o atraso térmico do material é pequeno em relação ao tempo de operação no foguete, ou seja, altos fluxos de calor e baixa difusividade térmica no material (RUFFIN, 2015; BIANCHI et al., 2017).

3.3.2 Convecção de calor

A convecção de calor é o processo de transferência de calor causada pela presença de um fluido em movimento, de modo a fluir calor sempre do corpo mais quente para o mais frio até atingir o equilíbrio térmico (ÇENGEL; GRAJAR, 2012). Na parede da tubeira, a convecção térmica é o principal mecanismo de transferência de calor devido ao intenso fluxo dos gases de exaustão a elevada temperatura, principalmente na região da garganta, o que justifica a importância da análise desse processo no processo de dimensionamento do TPS.

Pelo fato do mecanismo de convecção se tratar de um problema que engloba mecânica dos fluidos, ele é muito dependente das propriedades do fluido e do escoamento como a velocidade, viscosidade, massa específica e rugosidade da parede. Além das propriedades termodinâmicas como calor específico, condutividade térmica e temperatura (ÇENGEL; GRAJAR, 2012).

O fluxo de calor por convecção é obtido pela lei de resfriamento de Newton

$$\dot{q}_{conv} = h_{cv} (T_{aw} - T_w), \quad (3.17)$$

onde h_g é o coeficiente de transferência de calor convectivo, T_{aw} é a temperatura adiabática da parede e T_w é a temperatura da parede (RUFFIN, 2015). De acordo com Bartz (1957), para tubos convergente - divergente, o coeficiente de transferência de calor por convecção pode ser estimado como

$$h_{cv} = \left[\frac{0,026}{D_*^{0,2}} \left(\frac{\mu^{0,2} c_p}{Pr^{0,6}} \right) (\rho v)^{0,8} \left(\frac{D_*}{r_c} \right)^{0,1} \right] \left(\frac{A_*}{A} \right)^{0,9} \sigma, \quad (3.18)$$

onde D^* é o diâmetro da garganta, r_c é o raio de curvatura da garganta, A^* a área da seção da garganta e A a área transversal da seção de interesse. O número de Prandtl é definido por

$$Pr = \frac{4\gamma}{9\gamma - 5}, \quad (3.19)$$

e o σ é o fator de correção que é próximo da unidade, mas é definido como

$$\sigma = \left(\frac{\rho_{ref}}{\rho} \right)^{0,8} \left(\frac{\mu_{ref}}{\mu} \right)^{0,2}. \quad (3.20)$$

É possível perceber que se o diâmetro da garganta for pequeno, maior é o fluxo de calor na tubeira. O fluxo de convecção de calor é máximo na região da garganta e deve ser levado em consideração na análise térmica do bocal (BARTZ, 1957).

3.3.3 Fluxo de Energia Química

O fluxo de energia químico representa a energia absorvida pelas reações de superfície heterogêneas que consomem o material carbonizado, essa energia é também conhecida como calor de ablação pois ela surge dos fenômenos de ablação (BIANCHI et al., 2013).

Segundo Bianchi et al. (2013) fluxo de energia química é definido como a diferença da entalpia dos produtos na fase gasosa das reações heterogêneas com a entalpia do material ablativo na parede da tubeira

$$\dot{q}_{quim} = \sum_{i=1}^N \dot{\omega}_i h_{i_w} - \dot{m} h_s. \quad (3.21)$$

Parte II

Metodologia

4 CFD - Modelagem Numérica

A Dinâmica dos Fluidos Computacional, *Computational Fluid Dynamics* (CFD), consiste em uma metodologia para atacar problemas complexos de mecânica dos fluidos e transferência de calor. É formada por métodos numéricos que discretizam o domínio de interesse de geometria complexa em vários domínios menores e mais simples, e as equações, na forma diferencial ou integral, que governam os processos de interesse, em um sistema de equações algébricas que podem ser resolvidas por um computador. Esses domínios podem ser no espaço e no tempo de modo que a solução numérica forneça resultados distintos tanto espaciais ou temporais (ANDERSON; TANNEHILL; PLETCHER, 2016).

A Figura 8 mostra as etapas da modelagem do caso do motor de SARA executadas no presente trabalho.

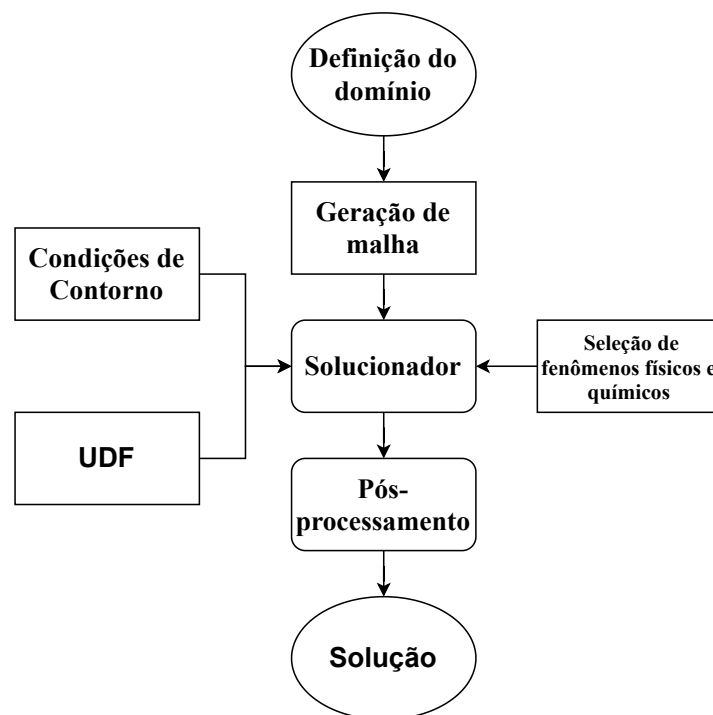


Figura 8 – Etapas da Modelagem CFD para o estudo de erosão. Fonte: Autor.

As etapas de definição de domínio e geração de malha fazem parte do pré - processamento, que consiste na definição dos parâmetros e preparação do problema. A definição do domínio é a geometria de interesse, ou seja o espaço em que o fluido ocupará. Já a geração de malha consiste na discretização do domínio em vários elementos que o solucionador gera os volumes de controle (ANSYS Inc., USA, 2013a).

Após o pré-processamento realizado, parte-se para a simulação. Com a malha ge-

rada, são montadas as matrizes de equações algébricas através da seleção dos fenômenos físico e químicos necessários, e aplicadas as condições de contorno. O solucionador realiza rotinas utilizando métodos numéricos iterativos nas equações de forma a obter uma solução aproximada do problema (ANDERSON; TANNEHILL; PLETCHER, 2016). A UDF é executada a cada iteração temporal realizada pelo solucionador.

Com a simulação executada, os resultados são pós-processados, isto é, as últimas propriedades do escoamento são calculadas. Por fim os resultados são analisados e os dados úteis são extraídos e são criados gráficos de linhas, contornos e plotagens de superfícies. O software utilizado para a simulação do presente trabalho é o Ansys Fluent 2020 R2.

4.1 Implementação

4.1.1 Geometria

Para a realização da simulação para análise da erosão do motor SARA, primeiramente foi determinado o domínio. Como uma análise de erosão é sobre a interface entre o fluxo de gases e a parede revestida com material ablativo, o domínio escolhido foi o interior do motor SARA a partir da pós câmara até o ambiente externo, pois é garantido que os gases de exaustão tenham terminado a maior parte do processo de combustão e apenas reações heterogêneas de parede ocorram durante a simulação.

A geometria, descrita pela Fig. 9 foi desenvolvida no software *Inventor* e exportado em um formato compatível pelo *Ansys Workbench* (extensão .igs).

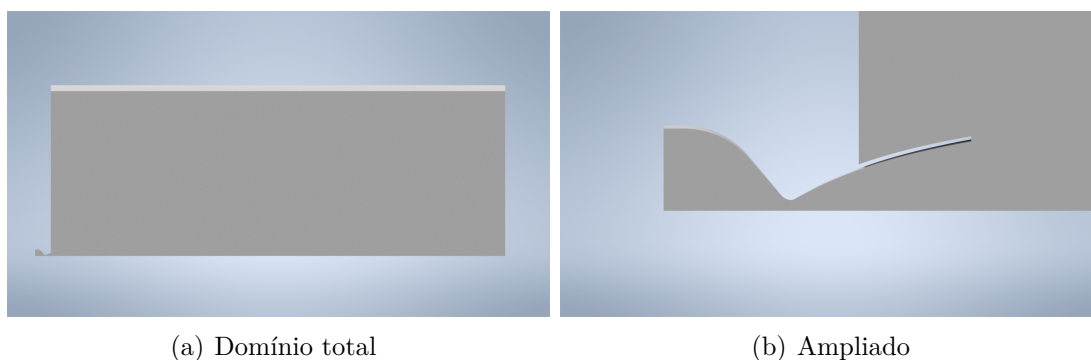


Figura 9 – Geometria do SARA com ambiente externo. Fonte: Autor.

A geometria do foguete foi dividida nos planos de simetria com seções de 30° no plano radial. Devido as propriedades do fluido serem simétricas, o seccionamento da geometria da tubeira não reduz a precisão das propriedades do escoamento e reduz o consumo computacional. A grande região ao final da tubeira representa o ambiente externo, onde a pluma de exaustão se desenvolve ao sair da tubeira. A extensão dessa região de ambi-

ente externo deve ser grande o suficiente para não ocorrer recirculação na pluma e causar instabilidade na simulação.

4.1.2 Malha

O processo de geração de malha consiste em dividir a geometria do domínio em vários polígonos mais simples como quadriláteros e triângulos no caso bidimensional, de forma que se torna possível a resolução das equações diferenciais parciais que governam o escoamento de forma discretizada nesses subdomínios (RUFFIN, 2015).

A geometria foi dividida em oito blocos, como mostra a Fig. 10, de forma que o interior do foguete seja dividido em cinco seções e o ambiente externo em três seções. Essa divisão foi criada para facilitar a geração da malha do tipo estruturada, formada em sua totalidade por elementos quadriláteros, pelo software *Ansys Meshing*. O uso de malha estruturada, é vantajoso pois é necessária uma quantidade menor de células e economiza esforço computacional (ANDERSON; TANNEHILL; PLETCHER, 2016).

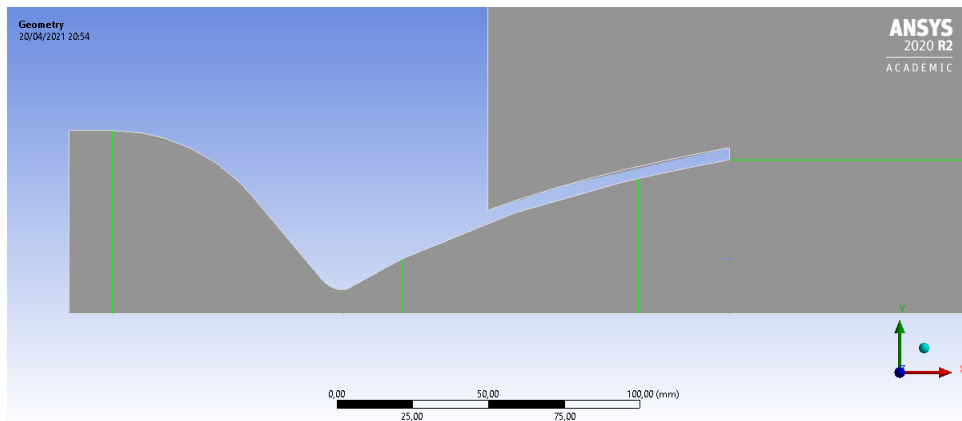


Figura 10 – Estratégia de Blocos da Geometria. Fonte: Autor.

A malha recebeu um refinamento (Fig. 11) na parede interna para que as propriedades do fluxo na camada limite e as reações de superfície heterogêneas tenham valores acurados. A região divergente da tubeira também foi refinada em relação a seção convergente devido a formação de ondas de choque no interior da tubeira e conseqüentemente elevados gradientes das propriedades do fluido (ANDERSON, 2010).

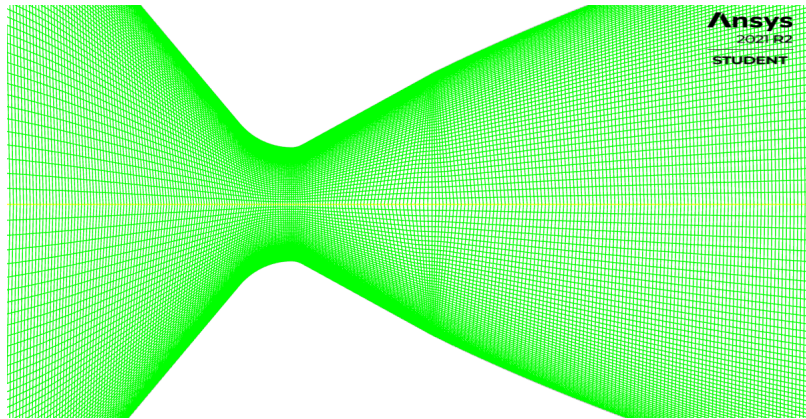


Figura 11 – Trecho da malha na região da garganta destacando o refinamento próximo a parede. Fonte: Autor.

Os detalhes da malha são mostradas na Tab. 3.

Tabela 3 – Propriedades da Malha.

Nós	Elementos	Comprimento Característico Mínimo [m]
73494	72564	$1,5 \cdot 10^{-3}$

Antes de carregar para o solucionador, é necessário avaliar a qualidade das malhas. É importante notar que se uma malha estiver com os parâmetros de qualidade abaixo do esperado, podem resultar em falhas nas simulações. Alguns fatores de avaliação de qualidade de malha são (ANSYS Inc., USA, 2013a):

- *Aspect Ratio*: é a medida de desvio de um elemento de malha de ter todos os lados de mesmo comprimento. Um alto valor de *aspect ratio* mostra que a malha contém vários elementos muito longos e finos. Espera-se que em um quadrilátero tenha um valor máximo de 20 para ser aceitável nas simulações;
- *Skewness*: é definido como o grau de desvio do elemento com um elemento ideal de referência. O valor de 0 indica uma célula equilateral (desejado) e o valor de 1 é uma célula completamente degenerada;
- *Orthogonal Quality*: mostra o desvio do ângulo interno do elemento em relação ao quadrado. O valor próximo a zero indica um elemento com o formato paralelogramo (evitado) e o valor de 1 significa um elemento quadrado (desejado).

Os fatores de qualidade para a malha são mostrados na Tab. 4.

Tabela 4 – Qualidade de malha

Aspect Ratio	Skewness	Orthogonal Quality
4,3317	$8,8441 \cdot 10^{-2}$	0,96864

4.2 Configurações do Solucionador

O solucionador utilizado para a análise do problema é o *Ansys Fluent*, que é um software projetado para modelagem de diversos fenômenos de transporte como dinâmica dos fluidos, transferência de calor e reações químicas em geometrias complexas, modelagem de turbulências, interação fluidodinâmica estrutural e malhas dinâmicas ([ANSYS Inc., USA, 2013a](#)).

A simulação tem como base o experimento de 41 segundos do motor SARA realizado pelo CPL. O motor SARA desenvolvido pelo CPL foi originalmente projetado para operar por um intervalo de 12 a 20 segundos. Para poder operar durante o tempo extra, o combustível, que originalmente é a parafina, foi substituído pelo polietileno de alta densidade, *high density polyethylene*, (HDPE). O HDPE produz uma taxa de combustão mais lenta do que a parafina, entretanto, por ter uma composição semelhante, tanto o HDPE quanto a parafina produzem praticamente os mesmos subprodutos de combustão.

4.2.1 Modelo de Turbulência

Devido ao alto número de Reynolds, o fluxo e a transferência de calor não podem ser considerados laminares e sim turbulentos. O modelo de turbulência escolhido para a simulação foi o SST $k-\omega$, desenvolvido por Menter, é um modelo derivado da mistura dos modelos $k-\omega$ e $k-\epsilon$, a fim de corrigir problemas do modelo $k-\omega$ relacionados à dependência anômala com propriedades do escoamento não perturbado, enquanto mantém as boas propriedades desse modelo perto de paredes ([BIGARELLA; AZEVEDO, 2009](#)).

As principais diferenças do modelo SST $k-\omega$ e o modelo $k-\omega$ padrão são: o modelo é projetado de forma que próximo a parede, o modelo $k-\omega$ padrão é predominante, e no fluxo livre, o modelo $k-\epsilon$ é predominante na determinação da viscosidade turbulenta; é incorporado um termo de difusão cruzada amortecida na equação de $k-\omega$; a viscosidade turbulenta passa a levar em conta o transporte de tensão de cisalhamento turbulenta. Essas diferenças tornam o modelo SST $k-\omega$ mais preciso e confiável para uma classe mais ampla de fluxos, como grandes gradientes de pressão adversos, aerofolios e ondas de choque transônicas, do que o $k-\omega$ padrão ([ANSYS Inc., USA, 2013a](#)). A formulação do SST $k-\omega$ é dada pelas equações de transporte 2.15 e 2.16.

Os termos de difusividade efetiva da equações 2.15 e 2.16 são dados por:

$$\Gamma_k = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k}, \quad (4.1)$$

$$\Gamma_\omega = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega}, \quad (4.2)$$

onde σ_k e σ_ω são respectivamente Números Prandtl turbulentos para k e ω . A viscosidade turbulenta μ_t é computada através da relação de k e ω como segue:

$$\mu_t = \frac{\rho k}{\omega} \frac{1}{\max\left[\frac{1}{\alpha^*}, \frac{SF_2}{a_1 \omega}\right]}. \quad (4.3)$$

O termo S é a magnitude da taxa de deformação e o termo α^* é o amortecimento da viscosidade turbulenta causada por baixos números de Reynolds e é definida por:

$$\alpha^* = \alpha_\infty^* \frac{\alpha_0^* + Re_t/Re_k}{1 + Re_t/Re_k}, \quad (4.4)$$

onde:

- $Re_t = \frac{\rho k}{\mu \omega}$;
- $R_k = 6$;
- $\alpha_0^* = \frac{\beta_i}{3}$;
- $\beta_i = 0,072$.

Para altos Números de Reynolds, $\alpha^* \approx \alpha_\infty^* \approx 1$. Os detalhes adicionais das variáveis σ_k e σ_ω estão disponíveis em [ANSYS Inc., USA \(2013a\)](#). Sua demonstração e modelagem fogem do escopo desse estudo. Entretanto, os valores das constantes são importantes para simulação, que são mostrados na Tab. 5.

Tabela 5 – Constantes do modelo de turbulência SST k - ω .

Constante	Valor	Constante	Valor
α_∞^*	1,0	M_{t0}	0,25
α_∞	0,52	$\sigma_{k,1}$	1,176
α_0	1/9	$\sigma_{\omega,1}$	2,0
β_∞^*	0,09	$\sigma_{k,2}$	1,0
R_β	8	$\sigma_{\omega,2}$	1,168
R_k	6	a_1	0,31
R_ω	2,95	$\beta_{i,1}$	0,075
ζ^*	1,5	$\beta_{i,2}$	0,0828

4.2.2 Malha Dinâmica

A regressão da tubeira afeta diretamente a superfície interna do motor de modo que influencia o comportamento dos gases de escape ao longo do tempo. Para reproduzir os efeitos da regressão, foi utilizado o modelo de malha dinâmica.

O modelo de malha dinâmica permite o movimento da fronteira de uma célula em relação a outras fronteiras do domínio e ajustar a malha de acordo com o movimento. Os nós que definem as células do domínio devem ser atualizados em função do tempo, o que faz com que as soluções de malha dinâmica deverão ser do tipo transientes (ANSYS Inc., USA, 2013a).

A modelagem de simulações com malha dinâmica utilizam uma variação nas equações de transporte, que são apresentadas no capítulo 2, que passam a considerar o movimento relativo da malha ao fluxo. O termo de velocidade relativa v_d passa agora a ser definido como:

$$\mathbf{v}_d = \mathbf{v} - \mathbf{v}_g, \quad (4.5)$$

onde \mathbf{v}_g é a velocidade da malha, definido como a variação da posição dos nós em relação ao passo de tempo da simulação (ANSYS Inc., USA, 2013a).

O método de atualização da malha dinâmica escolhido para o presente trabalho foi o *Diffusion-based Smoothing Method*, no qual movimenta os nós da malha por um deslocamento obtido uma velocidade de malha \mathbf{v}_g obtido por uma equação de difusão. O método é indicado para movimentos geométricos de pequena amplitude como vibrações ou pequenos deslocamentos lineares e rotacionais (ANSYS Inc., USA, 2013a). A configuração do *Diffusion-based Smoothing Method* utilizada neste trabalho é mostrada na Tab. 6.

Parâmetro	Valor
<i>Diffusion Function</i>	<i>Boundary Distance</i>
<i>Diffusion Parameter</i>	1,5
<i>AMG Stabilization</i>	CG
Número máximo de interações	50
Tolerância de Convergência Relativa	10^{-10}
Verbosity	0

Tabela 6 – Parâmetros de configuração da malha dinâmica

4.2.3 Materiais

O modelo de transporte de espécies foi utilizado e com isso foi criado um material de mistura, que basicamente é um conjunto de espécies químicas juntamente com uma lista de regras que governam sua interação.

Para a modelagem da interação química-turbulência, foi utilizado o *Eddy Dissipation*, no qual as taxas de reação são controladas pela turbulência, em vez de utilizar as escalas de tempo químicos, de modo a evitar gasto computacional com cálculo de cinética química de Arrhenius.

As espécies químicas para criação da mistura foram obtidos a partir dos parâmetros de fração de massa obtidos em Moura (2019) e dez espécies químicas mais abundantes foram selecionadas para compor a mistura, que são CO , CO_2 , H , H_2 , H_2O , NO , N_2 , O , OH , O_2 .

Das propriedades que governam a mistura, foram considerados gás ideal, calor específico, densidade e condutividade térmica funções da temperatura que valem para cada espécie, as propriedades da mistura são obtidas da média ponderada da massa das espécies produzidas pela combustão.

4.2.3.1 Reações de superfície

De acordo com Bianchi et al. (2011), a taxa geral das reações de superfície, juntamente com a taxa em que as espécies oxidantes difundem através da camada limite até a superfície da tubeira. Para o Fluent, as reações de superfície atuam como fontes e sumidouros para as espécies químicas da mistura e para a parede reagente. As taxas de geração e consumo de cada espécie na reação de superfície é dependente da contribuição das espécies do fluxo dos gases expelidos, espécies da fase sólida e as espécies absorvidas no local.

Para a simulação, foram escolhidas três reações químicas heterogêneas, descritas pela Tab. 1, das quais as três primeiras são as principais geradoras de monóxido de carbono. Como o funcionamento do motor SARA é na condição rica em combustível, as contribuições de O e O_2 são desprezíveis quando comparadas com as espécies CO_2 , H_2O e OH . As reações utilizadas na simulação são utilizadas na Tab. 7.

Tabela 7 – Reações de superfície consideradas.

Reação de superfície	j	A_j	E_j [kJ/mol]	b_j	n_j
$C_s + H_2O \rightarrow CO + H_2$	1	$4,8 \cdot 10^5$	288	0,0	0,5
$C_s + CO_2 \rightarrow 2CO$	2	$9,0 \cdot 10^3$	285	0,0	0,5
$C_s + OH \rightarrow CO + H$	3	$3,61 \cdot 10^2$	0,0	-0,5	1,0

As reações foram consideradas como global e direta e elementares de forma a simplificar os cálculos.

4.2.4 Condições de Contorno

As condições de contorno foram definidas no software *Ansys Meshing* e nomeadas em quatro tipos: *inlet*, *outlet*, *wall* e *axis*. Com exceção do *inlet*, todas as outras condições de contorno são duplicadas pois elas se dividem em condições de contorno no interior da tubeira e condição de contorno na superfície externa.

As condições de *inlet* e *outlet* são condições que especificam a entrada e a saída de fluxo respectivamente. Para a condição de entrada de fluxo, foi utilizada a *Mass-Flow Inlet* que é utilizada quando se conhece o valor do fluxo de massa e pressão inicial, mas não conhece a velocidade, nesse caso o solucionador calcula as outras propriedades escalares do fluxo.

Na saída, utilizou-se *Pressure Outlet* onde é necessário especificar uma pressão estática, o valor da pressão estática só pode ser especificado quando o fluxo for subsônico, caso contrário, a pressão é extrapolada através do fluxo no interior do domínio (ANSYS Inc., USA, 2013a). As propriedades de entrada e saída utilizadas pela *Mass-Flow Inlet* e *Pressure Outlet* são:

- Vazão Mássica (apenas *mass-flow Inlet*);
- Pressão;
- Temperatura;
- Frações de massa ou molar das espécies químicas.

As condições de saída foram definidas como *outlet1*, que se localiza na porção da fronteira que está alinhada com a saída do motor e *outlet2*, que representa todo o restante do domínio externo. A primeira saída tem as frações de massa de acordo com o fluxo que sai da tubeira enquanto a segunda saída tem como composição o ar atmosférico. Os valores das condições de contorno de entrada e saída utilizados no solucionador são mostrados na Tab. 8.

Tabela 8 – Valores das condições de contorno de entrada e saída.

Propriedade	<i>Inlet</i>	<i>Outlet1</i>	<i>Outlet2</i>
Vazão Mássica [kg/s]	0,437	-	-
Pressão Total [Pa]	3680000	89875	89875
Pressão Estática [Pa]	3679900	-	-
Temperatura [K]	3161,48	298,35	298,35
<i>CO</i> %	25,98	16,078	0,00001
<i>CO</i> ₂ %	8,517	24,066	0,038
<i>H</i> %	0,050	0	0
<i>H</i> ₂ %	0,704	1,405	0,000055
<i>H</i> ₂ <i>O</i> %	10,126	4,591	0,40
<i>NO</i> %	0,235	0	0
<i>N</i> ₂ %	53,745	53,856	78,084
<i>O</i> %	0,041	0	0
<i>OH</i> %	0,548	0	0
<i>O</i> ₂ %	0,051	0	20,946

As condições de contorno de parede são definidas como *wall1*, a parede interna da tubeira é denominada *wall* e a *wall2* como a parede externa da tubeira. Na *wall1*, por estar em contato com o fluxo dos gases, é adicionado o mecanismo das reações de superfície heterogêneas, enquanto que a *wall2* foi considerada uma parede inerte.

4.2.5 Critérios de solução e convergência

Para a execução da simulação, foi escolhido o solucionador baseado em pressão devido a maior estabilidade e convergência mais rápida (ANDERSON; TANNEHILL; PLETCHER, 2016). Nesta configuração, o campo de pressão é obtido pela equação de correção de pressão que é derivada das equações de continuidade e momento. A formulação foi baseada em velocidade absoluta escolhida para um referencial inercial para as equações de movimento e a solução ocorre em regime transiente.

O acoplamento de pressão e velocidade escolhido foi o *Coupled*, a discretização espacial da pressão foi de segunda ordem e das demais propriedades consideradas foi de primeira ordem. A formulação transiente considerada como *First Order Implicit*. Para determinação do passo de tempo, foi utilizado o *Courant-Frederichs-Levy Condition*, que implica um número de Courant máximo para cada célula da simulação, que foi definido em 10. Assim o passo de tempo foi obtido através da manipulação da equação do número de Courant.

$$\Delta t = \frac{C_r \Delta s}{u}, \quad (4.6)$$

onde C_r é o número de courant, Δs foi considerado o comprimento característico mínimo da malha, e u é a magnitude de velocidade de saída dos gases $u = 2280$ m/s.

O passo de tempo obtido na equação teve valor $5,2083 \cdot 10^{-6}$ s, para realização da simulação com esse passo de tempo, seriam necessários 7680000 passos. Para cada passo de tempo, 20 iterações são realizadas, o que totaliza 153600000 iterações a realização da simulação completa. O computador utilizado para a realização da simulação, calcula aproximadamente uma iteração por segundo, o que inviabilizaria totalmente a realização da simulação, já que ela demoraria quase cinco anos para sua conclusão.

Segundo [Tian et al. \(2021\)](#), as movimentações da malha causadas pela erosão são muito pequenas comparadas com o restante do domínio e as escalas de tempo utilizadas, portanto é possível usar um passo de tempo bem maior de forma a viabilizar a simulação. O tamanho do passo de tempo (*time step*) foi definido como 0,0025 s e a quantidade de passos de tempo foi de 16 mil, o que totaliza quarenta segundos de simulação do funcionamento do motor.

Os fatores de sub-relaxamento escolhidos para a realização da simulação foram de 0,75 para pressão e momento, 1,0 para densidade, 1,0 para forças de corpo, 0,8 para energia cinética turbulenta e dissipação de turbulência, 1,0 para viscosidade turbulenta, 1,0 para as espécies e 0,8 para energia.

Por se tratar de uma simulação transiente, a análise dos resíduos não é uma métrica de controle suficiente da convergência física da simulação. Para a avaliação da convergência física, foi analisada pressão absoluta e o balanço de massa da simulação ao longo de todo o período da simulação.

5 User Defined Functions

As *User Defined Functions*, (UDF), como o nome sugere, são funções definidas pelo usuário escritas em linguagem C para personalizar a simulação como alterar condições de contorno, propriedades do material, descrever malhas dinâmicas, modelos de turbulência, entre outros. A UDF é carregada pelo *Fluent* e executada em momentos apropriados.

As UDF's podem ser classificadas em dois tipos, as interpretadas, que o código fonte é carregado diretamente na execução do programa em um processo de etapa única, e as compiladas, na qual o código é copiado para uma biblioteca que é carregada pelo *Fluent* como se fosse parte dele (ANSYS Inc., USA, 2013b).

A função da UDF no presente trabalho, será para calcular a regressão da parede interna da tubeira causada pelo processo de oxidação do grafite, na presença de espécies oxidantes. A UDF é montada sobre a macro DEFINE_GRID_MOTION que executa a UDF e atualiza a posição dos nós da fronteira selecionada a cada passo de tempo calculado. O código da UDF está disponível no apêndice A.

A taxa de erosão calculada pela UDF é definida pela equação 3.10, o que faz com que a UDF busque dentro da simulação, as propriedades necessárias para o cálculo do fluxo de massa das espécies oxidantes. Isso significa que a UDF não precise de polinômios para estimar propriedades como velocidade de fluxo livre e frações de massa. O que possibilita o funcionamento da UDF para diferentes propelentes ou razões de oxidante e combustível.

Como a parede da tubeira é a região de interesse para obter a taxa de erosão, um laço de repetição é feito ao longo das faces e conseqüentemente nas células adjacentes a parede (Fig. 12) e criada um *thread*¹ onde são extraídas as propriedades do fluxo através de macros, que são: densidade, velocidade radial e fração das espécies químicas. A taxa de erosão calculada é salva em uma variável de memória definida pelo usuário, *User Defined Memory* (UDM).

¹ Estrutura de dados em que se armazena as propriedades de um conjunto de células ou faces.

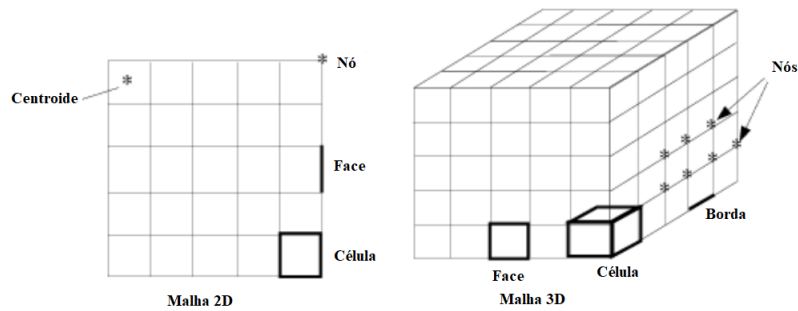


Figura 12 – Nomenclatura dos componentes de malha. Fonte: Adaptado de ANSYS Inc., USA (2013b).

A Figura 13 mostra a sequência de instruções, realizadas pela UDF, para o cálculo da taxa de erosão em uma única célula.

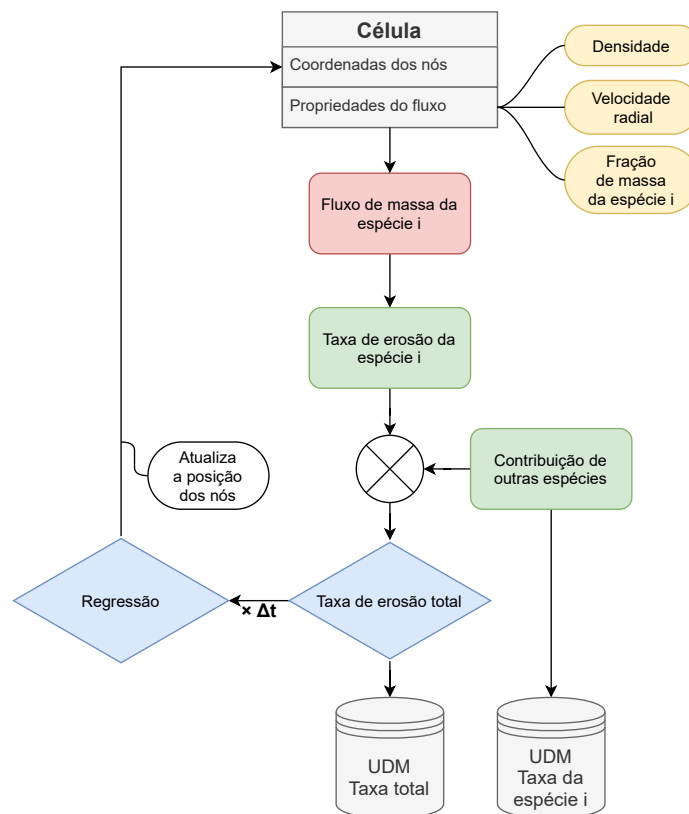


Figura 13 – Diagrama de blocos das instruções calculadas pela UDF. As caixas cinzas são variáveis de memória, as laranjas são os dados extraídos da célula, as rosas são as propriedades calculadas pelo programa, verde os resultados parciais e azul os resultados finais. Fonte: Autor.

O desejado é obter a regressão da parede e o que o modelo de ablação termoquímica fornece são as taxas de regressão. A taxa de erosão \dot{s} diz o quanto um ponto de uma superfície recuou durante um período de tempo, o que conceitualmente é uma medida

de velocidade, para o cálculo da erosão é necessário realizar uma integração na taxa de erosão em relação ao tempo, descrita pela seguinte equação:

$$\mathbf{s}_{i+1} = \mathbf{s}_i + \dot{\mathbf{s}} \cdot \Delta t, \quad (5.1)$$

onde \mathbf{s}_{i+1} é o novo valor da erosão, \mathbf{s}_i o valor atual da erosão e Δt o passo de tempo da simulação.

Como o cálculo da taxa de erosão é realizado na interface do fluido com a parede, o ideal seria calcular as propriedades sobre as faces, porém a simulação obedece a condição de não escorregamento da parede. Essa condição implica que a velocidade na parede seja nula e impossibilita o cálculo da erosão. A solução foi calcular as propriedades nas células da parede, entretanto as propriedades vem do centroide da célula e a malha deve ser muito refinada próximo a parede para a aumentar a acuracidade da taxa de erosão.

Parte III

Resultados e Discussões

6 Validação

Apesar da simulação computacional ter suas vantagens de economia de custos e tempo do que a análise experimental, é necessário saber se os resultados obtidos pelo modelo numérico estão corretos. A validação do modelo é normalmente definida como a comprovação de que um modelo computadorizado dentro do seu domínio de aplicabilidade possui uma faixa de aplicação satisfatória com a aplicação ao modelo pretendido (SARGENT, 2011).

Os gases expelidos pela tubeira em alta temperatura são uma mistura dos subprodutos da combustão de HDPE/ N_2O e com os parâmetros de entrada e saída, torna-se possível calcular os parâmetros termodinâmicos e químicos em cada seção através dos modelos de transporte do *Fluent*.

A validação consiste em comparar as propriedades termodinâmicas calculadas pelo software CEA com as que foram obtidas pelo *Fluent*. Não serão considerados os efeitos das reações de superfície, de modo a manter a compatibilidade com o modelo usado no CEA.

Para a execução da validação, foi realizada uma simulação sem a execução da UDF pois ela causaria alterações no interior do foguete e conseqüentemente as propriedades do escoamento. Com essa consideração, a simulação atingiria um regime estacionário, o que torna possível a comparação com os dados obtidos analiticamente pelo CEA.

A verificação do balanço de massa foi escolhida como verificação do critério de convergência físico, ou seja, a convergência da simulação seria atingida à estabilidade do valor da vazão mássica. A Fig. 14 mostra o gráfico da vazão mássica da simulação sem a UDF.

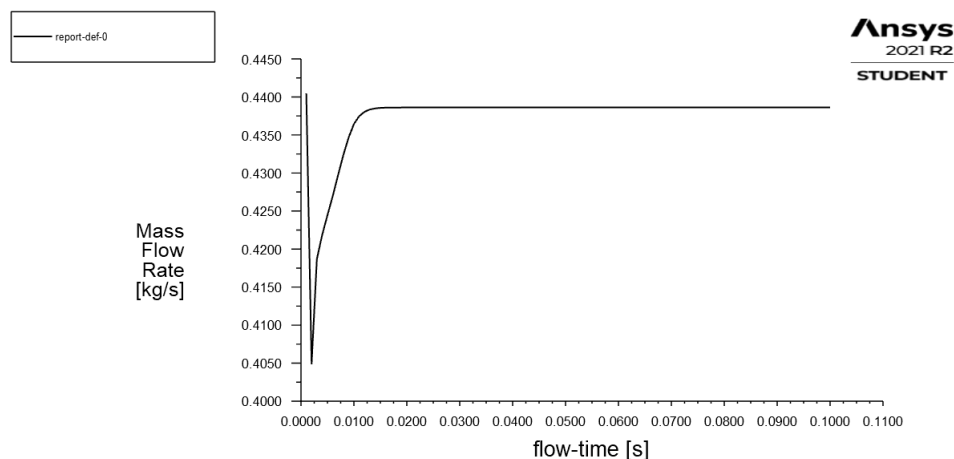


Figura 14 – Vazão mássica da simulação sem a UDF. Fonte: Autor

A vazão mássica projetada do motor segundo (ANDRIANOV et al., 2015) é de $0,437 \text{ kg/s}$, o valor obtido na simulação foi de $0,43861 \text{ kg/s}$, que é uma evidência de que a simulação se aproxima do modelo real. Como a simulação atingiu o regime estacionário, foi considerada como a condição do foguete no instante inicial de seu funcionamento.

As seções da tubeira utilizadas para a validação são a pós câmara (entrada) e a garganta. As seguintes propriedades são comparadas devido a elas influenciarem fortemente o modelo de ablação, ou seja, uma boa aproximação desses valores, implica uma boa aproximação da taxa de erosão. As propriedades comparadas são:

- Pressão do fluxo livre;
- Velocidade do fluxo livre;
- Temperatura do fluxo livre;
- Fração de massa das espécies oxidantes.

Devido cada ponto no interior do domínio do motor apresentarem valores diferentes, os dados da simulação utilizados são valores médios obtidos com a função "Area-Weighted Average" na região da pós-câmara e na garganta. A distribuição das propriedades do fluxo são mostradas na Fig. 15.

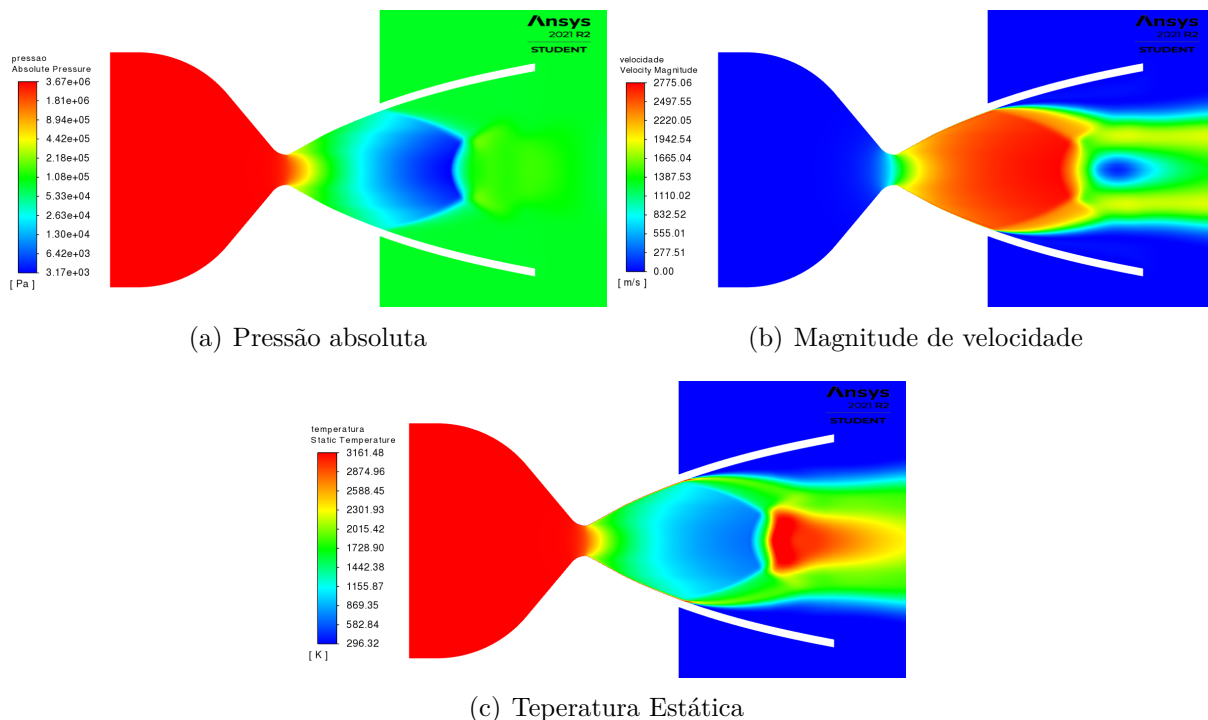


Figura 15 – Propriedades do interior da tubeira. Fonte: Autor.

As distribuições das frações de massa são mostradas na Fig. 16.

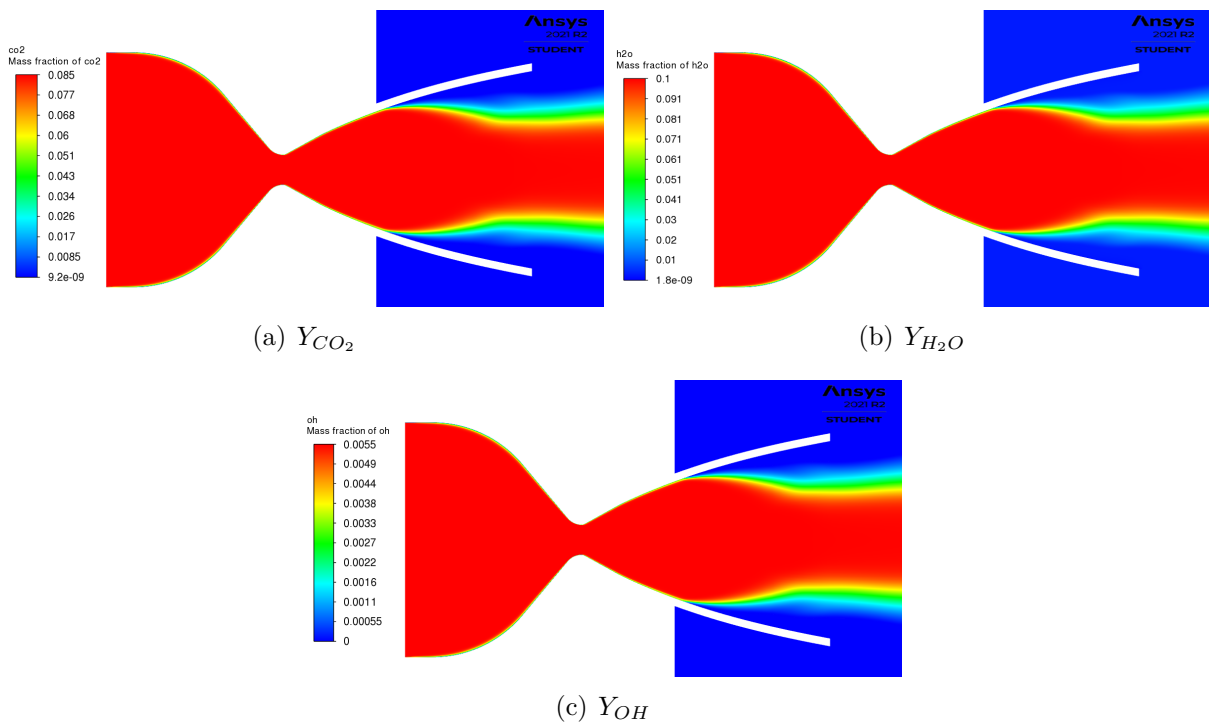


Figura 16 – Frações de massa das espécies oxidantes. Fonte: Autor.

Os valores das propriedades do escoamento, na região da pós-câmara e na garganta são mostrados na Tab. 9.

Tabela 9 – Validação das propriedades do escoamento

Propriedade	Pós Câmara		Garganta	
	CFD	CEA	CFD	CEA
Pressão [Pa]	3679781,2	3679900	1946422,2	2068100
Velocidade [m/s]	11,2	7,88	1127,52	1081
Temperatura [K]	3161,44	3161,48	2813,72	2886,5
Y_{CO_2}	0,08517	0,08517	0,08338	0,09094
Y_{H_2O}	0,10126	0,10126	0,09913	0,10353
Y_{OH}	0,00548	0,00548	0,00537	0,00262

É possível notar que os valores da simulação CFD se aproximam bem dos valores obtidos de forma analítica, principalmente as frações de H_2O e CO_2 que são as espécies oxidantes predominantes. Com isso, os dados da simulação se mostram confiáveis para a obtenção das propriedades da parede e da taxa de erosão com uma boa aproximação.

7 Análise dos resultados

Após a simulação realizada, foram gerados resultados parciais a cada cinco segundos de simulação transcorridos. As informações contidas dentro dos resultados parciais são propriedades do fluxo como pressão, velocidade, número de Mach, temperatura e fração de massa das espécies químicas oxidantes, taxas de erosão e também a regressão da parede no instante de tempo definido pelo resultado parcial.

7.1 Taxas de Erosão

A Fig. 17 mostra as taxas de erosão ao longo do interior da tubeira no intervalo de cinco segundos. Nota-se que a região convergente logo atrás da garganta é mais atingida pela erosão do que em outras regiões do foguete. Segundo [Kim e Cho \(2019\)](#), isso acontece porque nessa região, o fluxo mássico é significativamente mais elevado do que nas outras regiões, devido a diminuição da seção transversal, e a temperatura e pressão na superfície são muito elevadas devido a proximidade com a pós-câmara, o que impulsiona a oxidação do carbono.

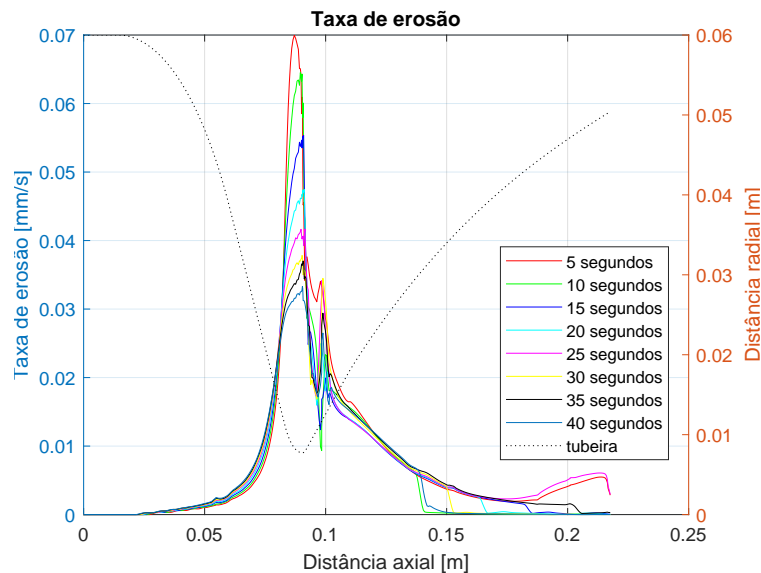


Figura 17 – Taxas de erosão do motor SARA. Fonte: Autor.

Nota-se também que na garganta, onde acontece a transição da seção convergente para a divergente da tubeira, há uma queda abrupta na taxa de erosão. Devido a equação da taxa de erosão depender da velocidade radial do escoamento, na transição da zona convergente para divergente, não é bem definida a componente radial do campo de velo-

cidade e, conseqüentemente, não é possível definir a taxa de erosão nessa região, o que forma a singularidade na garganta (TIAN et al., 2021; KUO; ACHARYA, 2012).

A Fig. 18 mostra as taxas de erosão ao longo do comprimento da tubeira causado por dióxido de carbono.

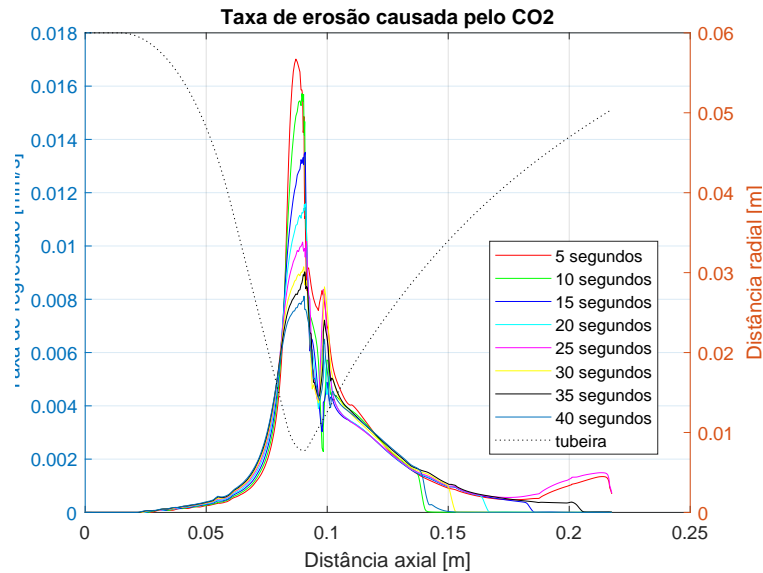


Figura 18 – Taxa de erosão causada por CO_2 . Fonte: Autor.

Apesar do dióxido de carbono ser a espécie oxidante mais predominante, sua parcela na produção da taxa de erosão é muito baixa devido à sua massa molar ser muito elevada. Diferentemente do dióxido de carbono, a água é a espécie oxidante mais importante na produção da erosão na tubeira, como mostra na Fig. 19, pois sua massa molar é menor em relação a massa molar do dióxido de carbono.

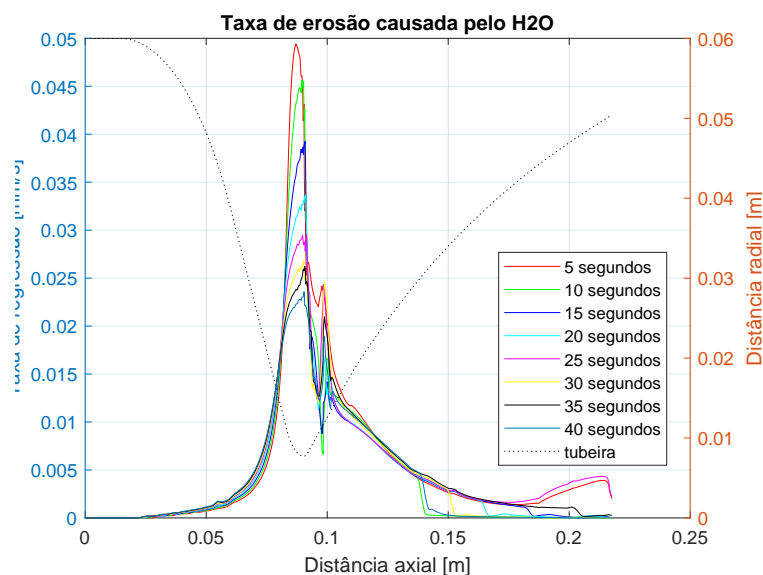


Figura 19 – Taxa de erosão causada por H_2O . Fonte: Autor.

Já a contribuição de hidroxila no processo de erosão, é baixa, como é possível ver na 20, pois mesmo com baixa massa molar, sua fração de massa é reduzida na proximidade da parede.

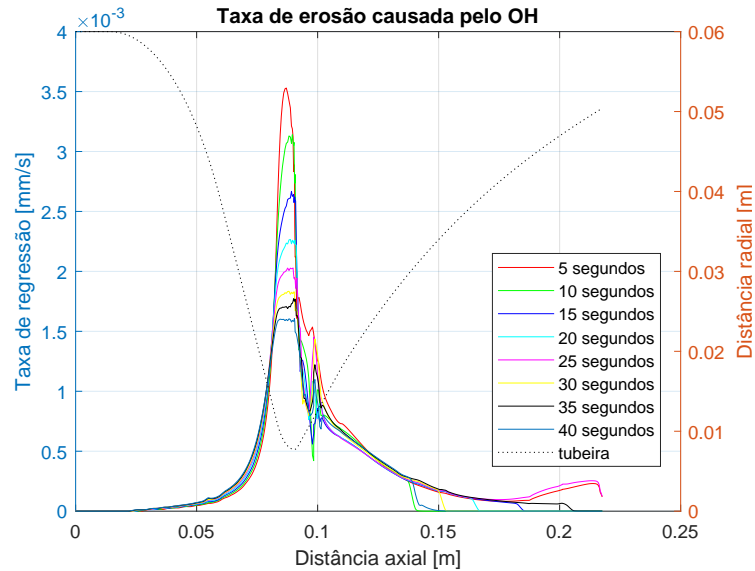


Figura 20 – Taxa de erosão causada por *OH*. Fonte: Autor.

7.2 Influência da erosão no escoamento

A Fig. 21 mostra os perfis da parede interna da tubeira ao longo do tempo obtido pela UDF.

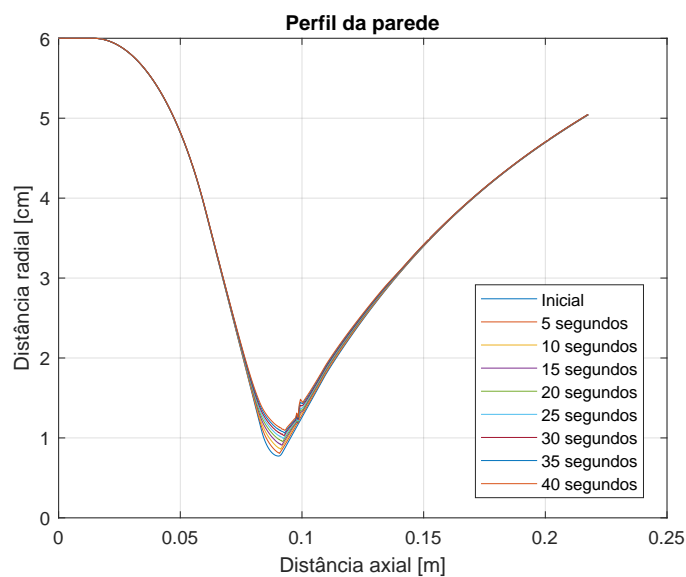


Figura 21 – Perfis da parede da tubeira. Fonte: Autor.

O perfil da parede interna apresenta um movimento de regressão, causado pelo

processo de erosão. Esse movimento tem característica de aumentar o diâmetro da seção interna do foguete. A Fig. 22 mostra a regressão sofrida pela parede.

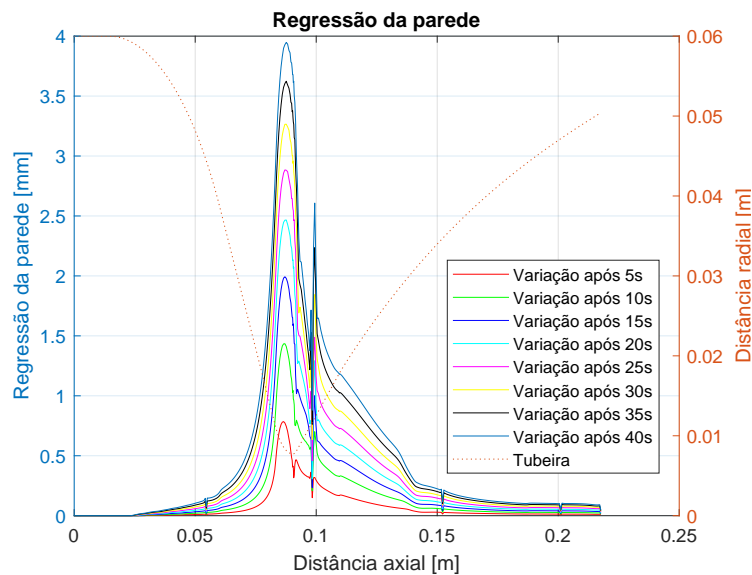


Figura 22 – Regressão da parede da tubeira. Fonte: Autor.

Na seção divergente da tubeira, há um degrau, na região anterior a posição 0,15 m de distância axial. Esse degrau foi formado devido a formação de ondas de choque nessa região, que ocorre em situações que o foguete funciona em regime *overexpanded*, como no teste de bancada realizado pelo CPL. Testes estáticos em pressões fora de projeto durante longos períodos de tempo podem divergir em performance do motor em operação devido essas diferenças geométricas produzidas pelo descolamento e ondas de choque. É possível observar o descolamento e as ondas de choque nas imagens disponíveis no Apêndice B.

Como é esperado, a região da garganta apresenta uma maior regressão, devido a ter maiores taxas de erosão. A região da garganta é importante ser analisada, pois nela acontece a transição do escoamento subsônico para o supersônico, o qual afeta todo o escoamento do foguete caso sua geometria seja alterada.

Foram medidos os valores de velocidade, pressão, número de Mach e temperatura na região da garganta em intervalos de cinco segundos, para observar os efeitos causados pela erosão no escoamento. Os valores foram obtidos através da função *Area-Weighted Average*. A Fig. 23 mostra as propriedades do escoamento durante o funcionamento do motor simulado.

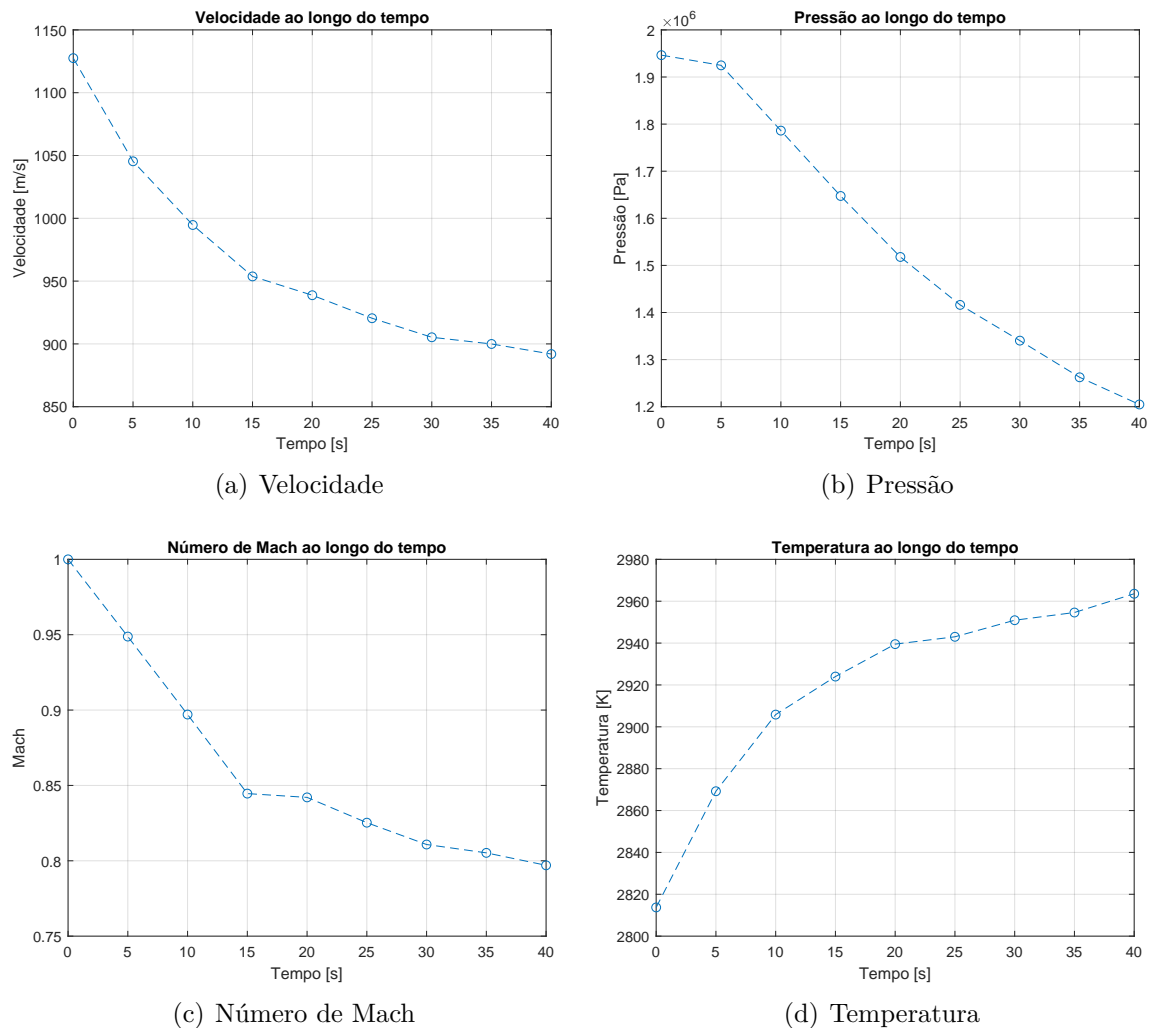


Figura 23 – Efeitos da erosão nas propriedades do escoamento. Fonte: Autor.

Nota-se que há uma queda na pressão, velocidade e o número de Mach, bem como o aumento da temperatura, a causa dessas variações se deve ao aumento do diâmetro da seção interna da garganta causada pela erosão. Estas variações, significam que há uma diminuição na conversão da energia térmica em energia cinética, o que implica uma diminuição do impulso específico e consequentemente uma eficiência reduzida (SUTTON, 2017).

7.3 Comparação com os dados experimentais

Os resultados obtidos na simulação são comparados com os resultados gerados no teste estático de 40 s realizados pelo *Chemical Propulsion Laboratory* (CPL). No teste foram realizadas medições da taxa de erosão do foguete nas regiões próximas a garganta. As medições realizadas são mostradas na Tab. 10.

Tabela 10 – Resultados experimentais. Fonte: (MOURA, 2019).

Posição [mm]	A/A	Diâmetro Final [mm]	Taxa de erosão [mm/s]
79,4	3,286	31,57	0,038
82,6	3,202	29,49	0,075
86,4	1,183	26,96	0,120
96,4	1,858	24,72	0,040
105,9	30,26	0,576	0,001

O último valor apresenta uma discrepância dos outros valores devido a erros no medição, devido a realização de uma medição manual, portanto esse ponto foi desconsiderado nas plotagens dos gráficos.

Com os perfis de parede gerados pela simulação, foi calculada a taxa média de erosão, para tornar possível a comparação com o resultado experimental, que é um valor médio da taxa de erosão. O perfil de parede após 40 s e o perfil inicial foram utilizados para obter o valor médio, que é mostrado pela Fig. 24.

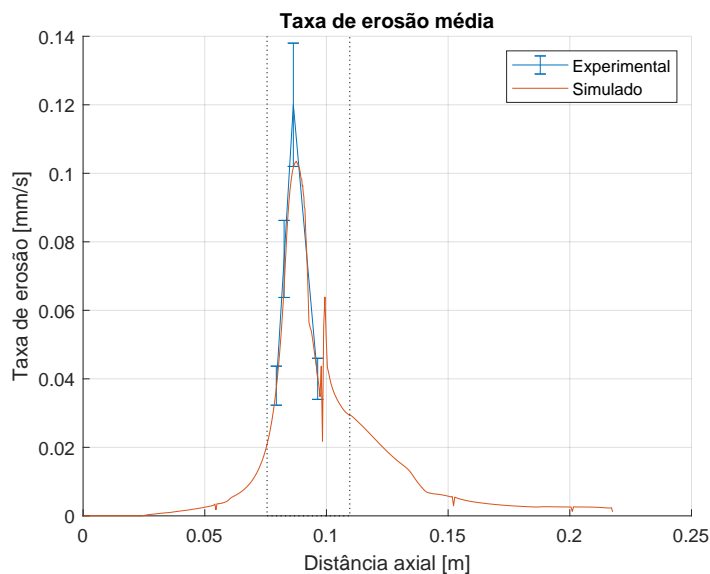


Figura 24 – Taxa de erosão média Fonte: Autor.

A Tab. 11 mostra os valores das taxas de erosão médios obtidos com a simulação em comparação com os dados obtidos experimentalmente.

Tabela 11 – Comparação taxas de erosão média.

Posição [mm]	Experimental [mm/s]	Simulação [mm/s]	Erro [%]
79,4	0,038	0,037	2,07
82,6	0,075	0,066	11,98
86,4	0,120	0,102	14,91
96,4	0,040	0,0407	1,77

Os valores simulados obtiveram um erro abaixo dos 15 %, que segundo com [Ruffin \(2015\)](#), [Bianchi et al. \(2017\)](#), é o limite aceitável para análises de erosão, devido a uma série de erros associados que podem ser recorrente, tais como quantidade de reações heterogêneas consideradas, parâmetros considerados nessas reações e dados termoquímicos da composição do propelente. A Fig. 25 mostra o perfil da parede da região da garganta simulados com o trecho medido experimentalmente.

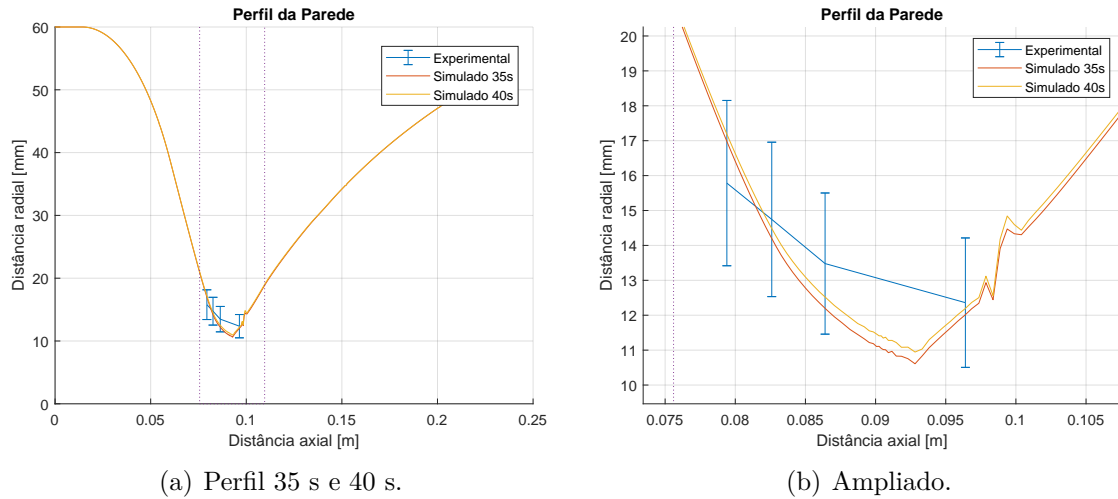


Figura 25 – Comparação entre os perfis de parede. Fonte: Autor.

Os resultados experimentais foram comparados com a simulação, e mostrados na Tab. 12.

Tabela 12 – Comparação Diâmetro Final

Posição [mm]	Experimental [mm]	Simulação [mm]	Erro [%]
79,4	31,57	34,44	9,09
82,6	29,49	29,07	1,42
86,4	26,96	24,95	7,42
96,4	24,72	24,35	1,48

Ao comparar os resultados simulados com os medidos, foram encontrados erros de até 9 %. Todos os quatro valores medidos estão dentro do aceitável de até 15 % citado anteriormente, de forma que o modelo computacional consiga representar bem a erosão da tubeira. Entretanto, o modelo numérico de ablação ainda não é uma opção adequada para dimensionamento de sistemas TPS, pois se trata de uma implementação inicial e por apresentar uma inconsistência matemática em algumas células da parede. A causa dessas inconsistências permanecem até o momento sem solução, mas suspeita-se que a causa seja na implementação das reações heterogêneas de superfície.

Parte IV

Conclusão

8 Considerações Finais

Com a realização da revisão bibliográfica foi possível concluir que a análise da erosão do propulsor híbrido SARA, fosse necessária a utilização do modelo de ablação termoquímico.

Primeiramente, foi modelado o escoamento dos gases do interior do foguete. Como os gases de escape são uma mistura de subprodutos de uma combustão, foi necessário considerar compressibilidade, reações químicas, e transferência de calor. Logo em seguida foi estudado o modelo de ablação termoquímica, que foi definido pelo balanço de massa e de energia na interface entre a superfície da parede e os gases de escape. O modelo de ablação tornou-se possível saber quais as propriedades influenciavam a taxa de erosão.

Foi implementada uma simulação do motor SARA que reproduzia as condições de laboratório com formação de fenômenos externos como a pluma e diamantes de choque, de modo a permitir que esses fenômenos influenciem no interior da tubeira. Nessa simulação, foi implementado o transporte de espécies com propriedades termodinâmicas e composição química.

Com o modelo de ablação termoquímica, foi desenvolvida uma UDF que calcula a taxa de erosão de três espécies químicas oxidantes e , calcula a regressão da parede causada pela erosão, através da deformação da malha com o recurso de malha dinâmica. A regressão é obtida pela integração numérica da taxa de erosão das três espécies oxidantes mais reagentes com o carbono da superfície para a produção do monóxido de carbono.

Os resultados da regressão da parede obtidos trouxeram muita informação sobre o comportamento do foguete durante o processo de ablação, sobre como a erosão impacta na diminuição da performance do foguete. É possível reparar uma diminuição nos valores de pressão, velocidade e número de Mach e um aumento na temperatura ao longo do tempo, isso mostra uma menor conversão da energia térmica em energia cinética, o que reduz a eficiência do foguete. É mostrado também que para o caso do SARA, a espécie oxidante mais importante na erosão é o H_2O devido a alta quantidade desse componente nos gases expelidos do foguete e pela baixa massa molecular que essa espécie possui.

Ao comparar a regressão da parede com os resultados experimentais, a simulação atingiu uma boa aproximação, tanto os valores de taxa de erosão quanto a regressão da parede ficaram abaixo dos 15% de erro considerado aceitável. A limitação existente do modelo de ablação, na qual a taxa de erosão na região mais estreita da garganta atingia valores inconclusivos, não afetou de forma significativa a obtenção da taxa de regressão.

Entretanto, o modelo numérico não se mostra até o momento adequado para uso

em dimensionamento de sistemas TPS, por ser uma implementação inicial. Houveram algumas inconsistências matemáticas em algumas células localizadas na parede que devem ser solucionadas. A causa suspeita-se ser na implementação das reações de superfície heterogêneas, que devem ser revisadas, que o autor propõe como uma sugestão para trabalhos futuros.

No desenvolvimento de um foguete, é importante determinar a faixa de valores aceitáveis de regressão e corrosão da parede durante a sua condição de operação. Não necessariamente de valores precisos de regressão, mas que possam auxiliar no dimensionamento dos materiais ablativos usados pelo TPS no projeto de foguetes.

8.1 Trabalhos Futuros

Para continuação do trabalho, o autor sugere algumas abordagens como:

- Realizar uma modelagem de reações de superfície em UDF para solucionar as inconsistências das células da parede;
- Realizar uma simulação tridimensional para observar o comportamento da regressão na direção longitudinal da parede e observar a influência de outros efeitos, como forças gravitacionais;
- Adicionar uma modelagem de erosão mecânica, causada por impacto de pequenas partículas, na simulação;
- Pode-se estudar os efeitos da transferência de calor entre o fluido e a estrutura do foguete.

Referências

- ALEMÁN, J. et al. Definitions of terms relating to the structure and processing of sols, gels, networks, and inorganic-organic hybrid materials (IUPAC recommendations 2007). *Pure and Applied Chemistry*, v. 79, n. 10, p. 1801–1829, 2007. Citado na página 31.
- ANDERSON, D.; TANNEHILL, J. C.; PLETCHER, R. H. *Computational fluid mechanics and heat transfer, Third edition*. [S.l.: s.n.], 2016. 1–740 p. Citado 7 vezes nas páginas 37, 38, 39, 53, 54, 55 e 62.
- ANDERSON, J. D. *Hypersonic and high temperature gas dynamics*. [S.l.: s.n.], 2000. ISSN 0717-6163. Citado 2 vezes nas páginas 37 e 38.
- ANDERSON, J. D. *Fundamentals of Aerodynamics*. [S.l.: s.n.], 2010. Fifth edition. 779–796 p. ISBN 978-0-07-339810-5. Citado na página 55.
- ANDRIANOV, A. et al. Concept and design of the hybrid test-motor for the development of a propulsive decelerator of SARA reentry capsule. *51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, p. 1–12, 2015. Citado 5 vezes nas páginas 15, 26, 33, 34 e 72.
- ANSYS Inc., USA. *Ansys Fluent Theory Guide*. [S.l.], 2013. v. 15317, n. November, 814 p. Citado 7 vezes nas páginas 39, 53, 56, 57, 58, 59 e 61.
- ANSYS Inc., USA. *Ansys Fluent UDF Manual*. v. 15317, n. November, p. 592, 2013. Citado 3 vezes nas páginas 15, 65 e 66.
- BARTZ, D. R. A Simple Equation for Rapid Estimation of Rocket Nozzle Convective Heat Transfer Coefficients. *Journal of Dairy Science*, v. 38, n. 2, p. 49–53, 1957. ISSN 00220302. Citado na página 49.
- BIANCHI, D. et al. Numerical and experimental investigation of nozzle thermochemical erosion in hybrid rockets. *53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2017*, n. July, 2017. Citado 10 vezes nas páginas 15, 26, 41, 43, 44, 45, 46, 47, 48 e 81.
- BIANCHI, D.; NASUTI, F. Navier-stokes simulation of graphite nozzle erosion at different pressure conditions. *AIAA Journal*, v. 53, n. 2, p. 356–366, 2015. Citado na página 48.
- BIANCHI, D. et al. Thermochemical erosion analysis for graphite/carbon-carbon rocket nozzles. *Journal of Propulsion and Power*, v. 27, n. 1, p. 197–205, 2011. Citado 3 vezes nas páginas 25, 39 e 60.
- BIANCHI, D. et al. Chemical erosion of carbon-phenolic rocket nozzles with finite-rate surface chemistry. *Journal of Propulsion and Power*, v. 29, n. 5, p. 1220–1230, 2013. Citado 2 vezes nas páginas 43 e 49.
- BIGARELLA, E. D. V.; AZEVEDO, J. L. F. Modelagem de Turbulência para Aplicações Aeroespaciais. 2009. Citado na página 57.

- EWING, M. E.; LAKER, T. S.; WALKER, D. T. Numerical modeling of ablation heat transfer. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, v. 27, n. 4, p. 615–632, 2013. Citado na página 25.
- IAE. *PROJETO SARA*. 2019. Disponível em: <<https://www.iae.cta.br/index.php/todos-os-projetos/todos-os-projetos-desenvolvidos/projetos-sara>>. Acesso em: 03 jun. 2020. Citado na página 33.
- KIM, Y.; CHO, J. Surface erosion analysis for thermal insulation materials of graphite and carbon-carbon composite. *Applied Sciences (Switzerland)*, v. 9, n. 16, 2019. Citado 6 vezes nas páginas 15, 41, 42, 43, 44 e 75.
- KUO, K. K.; ACHARYA, R. *Applications of Turbulent and Multiphase Combustion*. [S.l.: s.n.], 2012. ISBN 9781118127568. Citado 3 vezes nas páginas 43, 44 e 76.
- LEMIEUX, P.; OBISPO, S. L. Development of a Reusable Aerospike Nozzle for Hybrid Rocket Motors. n. June, p. 1–15, 2009. Citado na página 25.
- MISHRA, D. P. *Fundamentals of Rocket Propulsion*. [S.l.]: CRC Press, 2017. 1-451 p. Citado 4 vezes nas páginas 25, 31, 32 e 34.
- MORTON, M. E. D. Erosion in rocket motor nozzles. *Wear*, v. 41, n. 2, p. 223–231, 1977. Citado na página 25.
- MOURA, P. V. G. Análise do fluxo tridimensional na tubeira de um foguete híbrido durante o processo de ablação. 2019. Citado 3 vezes nas páginas 17, 60 e 80.
- NATALI, M.; KENNY, J. M.; TORRE, L. Science and technology of polymeric ablative materials for thermal protection systems and propulsion devices: A review. *Progress in Materials Science*, Elsevier Ltd, v. 84, p. 192–275, 2016. ISSN 00796425. Citado na página 42.
- RUFFIN, A. Numerical Investigation of Nozzle Thermochemical Behaviour in. 2015. Citado 9 vezes nas páginas 41, 42, 43, 44, 46, 48, 49, 55 e 81.
- SARGENT, R. G. Verification and validation of simulation models. 2011. Citado na página 71.
- SUN, X. et al. A survey on numerical simulations of drag and heat reduction mechanism in supersonic/hypersonic flows. *Chinese Journal of Aeronautics*, Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, v. 32, n. 4, p. 771–784, 2019. ISSN 10009361. Citado na página 44.
- SUTTON, O. B. G. P. *Rocket Propulsion Elements*. [S.l.]: Wiley, 2017. Citado 7 vezes nas páginas 15, 25, 31, 32, 35, 43 e 79.
- TIAN, H. et al. Transient investigation of nozzle erosion in a long-time working hybrid rocket motor. *Aerospace Science and Technology*, Elsevier Masson SAS, v. 118, p. 106978, 2021. ISSN 12709638. Citado 3 vezes nas páginas 25, 63 e 76.
- TURNER, M. J. *Rocket and Spacecraft propulsion*. [S.l.: s.n.], 2008. Third edition. ISBN 9783540692027. Citado na página 35.
- ÇENGEL, Y. A.; GRAJAR, A. J. *Transferência de Calor e Massa, Quarta edição*. [S.l.: s.n.], 2012. 1-928 p. Citado 3 vezes nas páginas 46, 47 e 48.

Apêndices

APÊNDICE A – Código UDF

```

1 #include "udf.h"
2
3 DEFINE_GRID_MOTION(rafael_eros, domain, dt, time, dtime)
4 {
5     Thread* tf = DT_THREAD(dt);
6     face_t f;
7     Node* v;
8     cell_t c0;
9     real NV_VEC(s_dot), NV_VEC(s1_dot), NV_VEC(s2_dot), ...
        NV_VEC(s3_dot), rho, NV_VEC(vel), NV_VEC(flow_rate);
10    real NV_VEC(s);
11    float rho_c = 2267;
12    float mol_c = 12.0107, mol_co2 = 44.01, mol_h2o = 18.01528, ...
        mol_oh = 17.00274;
13    real Y_h2o, Y_co2, Y_oh, NV_VEC(m_h2o), NV_VEC(m_co2), NV_VEC(m_oh);
14    int n;
15    SET_DEFORMING_THREAD_FLAG(THREAD_T0(tf));
16    begin_f_loop(f, tf)
17    {
18        f_node_loop(f, tf, n)
19        {
20            v = F_NODE(f, tf, n);
21            /*Propriedades*/
22            c0 = F_C0(f, tf);
23            rho = C_R(c0, THREAD_T0(tf));
24            Y_co2 = C_YI(c0, THREAD_T0(tf), 1);
25            Y_h2o = C_YI(c0, THREAD_T0(tf), 4);
26            Y_oh = C_YI(c0, THREAD_T0(tf), 7);
27            NV_D(vel, =, 0.0, abs(C_V(c0, THREAD_T0(tf))), ...
                abs(C_W(c0, THREAD_T0(tf))));
28            NV_VS(flow_rate, =, vel, *, rho);
29            NV_VS(m_co2, =, flow_rate, *, Y_co2);
30            NV_VS(m_h2o, =, flow_rate, *, Y_h2o);
31            NV_VS(m_oh, =, flow_rate, *, Y_oh);
32
33            /*C lculo da taxa de eros o*/
34            NV_VS(s1_dot, =, m_co2, *, (mol_c / mol_co2) / rho_c);
35            NV_VS(s2_dot, =, m_h2o, *, (mol_c / mol_h2o) / rho_c);
36            NV_VS(s3_dot, =, m_oh, *, (mol_c / mol_oh) / rho_c);
37            NV_VV(s_dot, =, s1_dot, +, s2_dot);
38            NV_V(s_dot, +=, s3_dot);

```

```
39
40     /*C lculo da regresso da parede e atualiza a ...
41         posi o da malha*/
42     NV_VS(s, =, s_dot, *, dtime);
43     NV_V(NODE_COORD(v), +=, s);
44
45     /*Salva os valores na mem ria*/
46     F_UDMI(c0, THREAD_T0(tf), 0) = NV_MAG(s1_dot);
47     F_UDMI(c0, THREAD_T0(tf), 1) = NV_MAG(s2_dot);
48     F_UDMI(c0, THREAD_T0(tf), 2) = NV_MAG(s3_dot);
49     F_UDMI(c0, THREAD_T0(tf), 3) = NV_MAG(s_dot);
50 }
51 end_f_loop(f, tf)
52 }
```

APÊNDICE B – Resultados da simulação

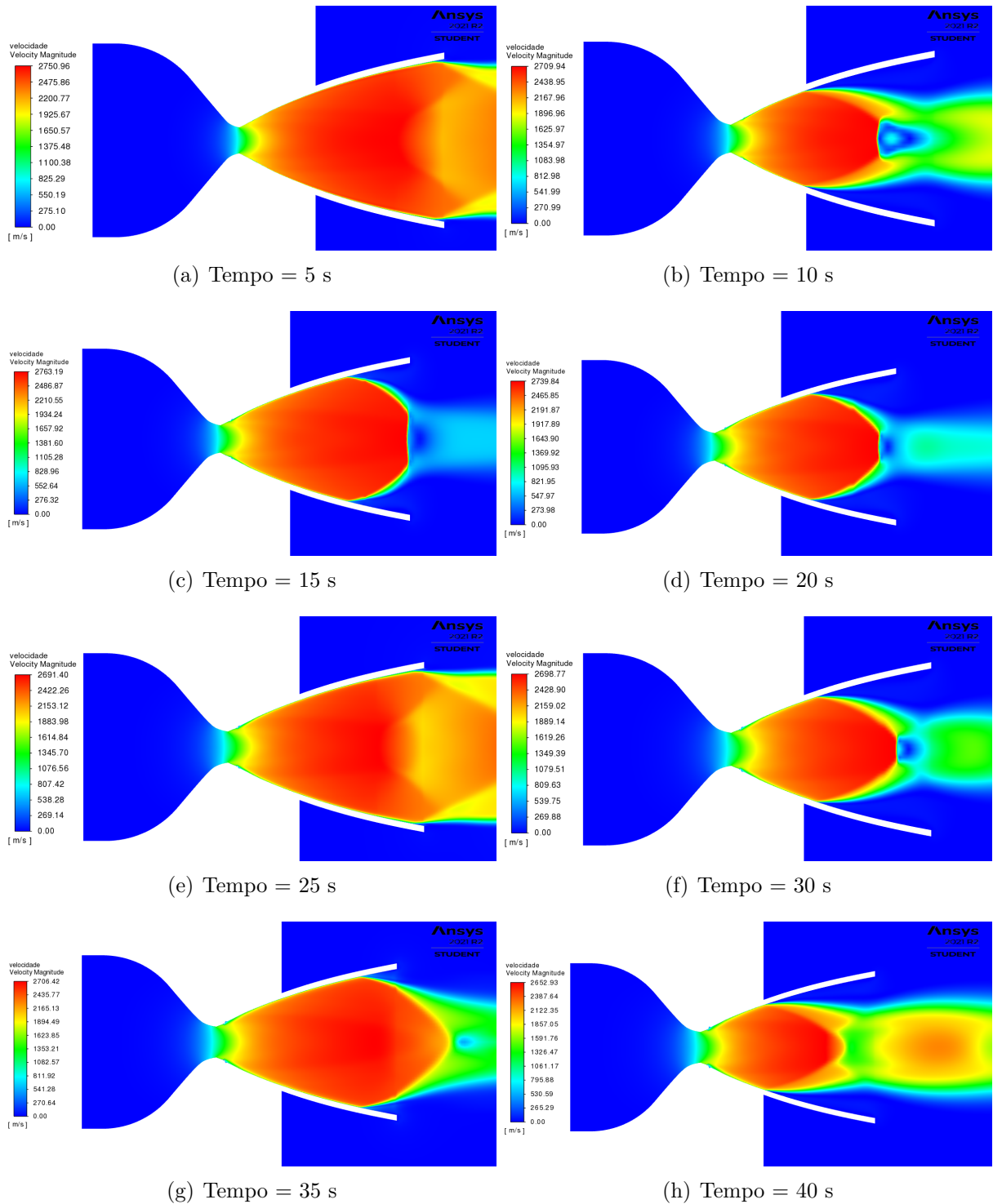


Figura 26 – Velocidade ao longo do tempo

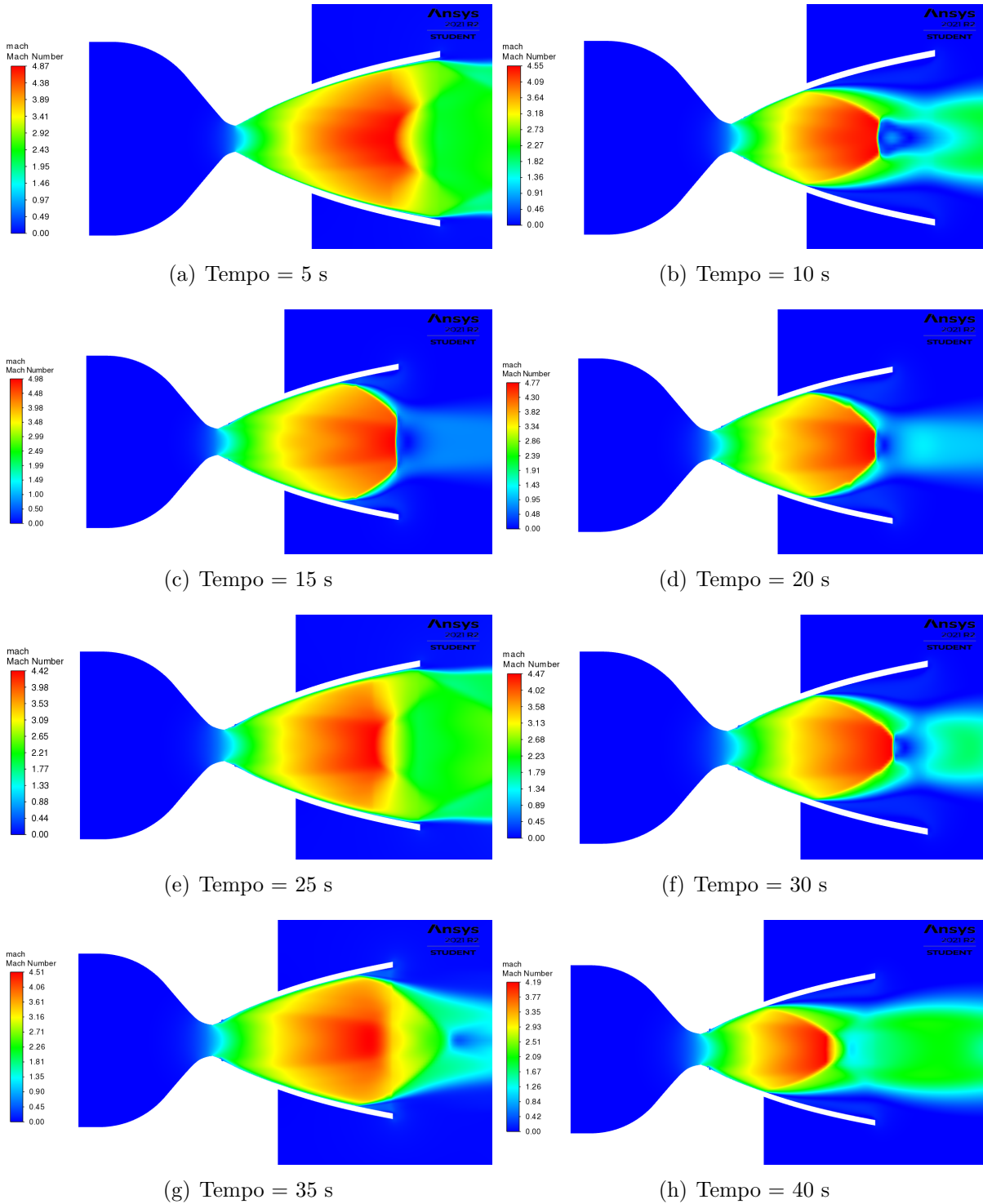


Figura 27 – Número de Mach ao longo do tempo

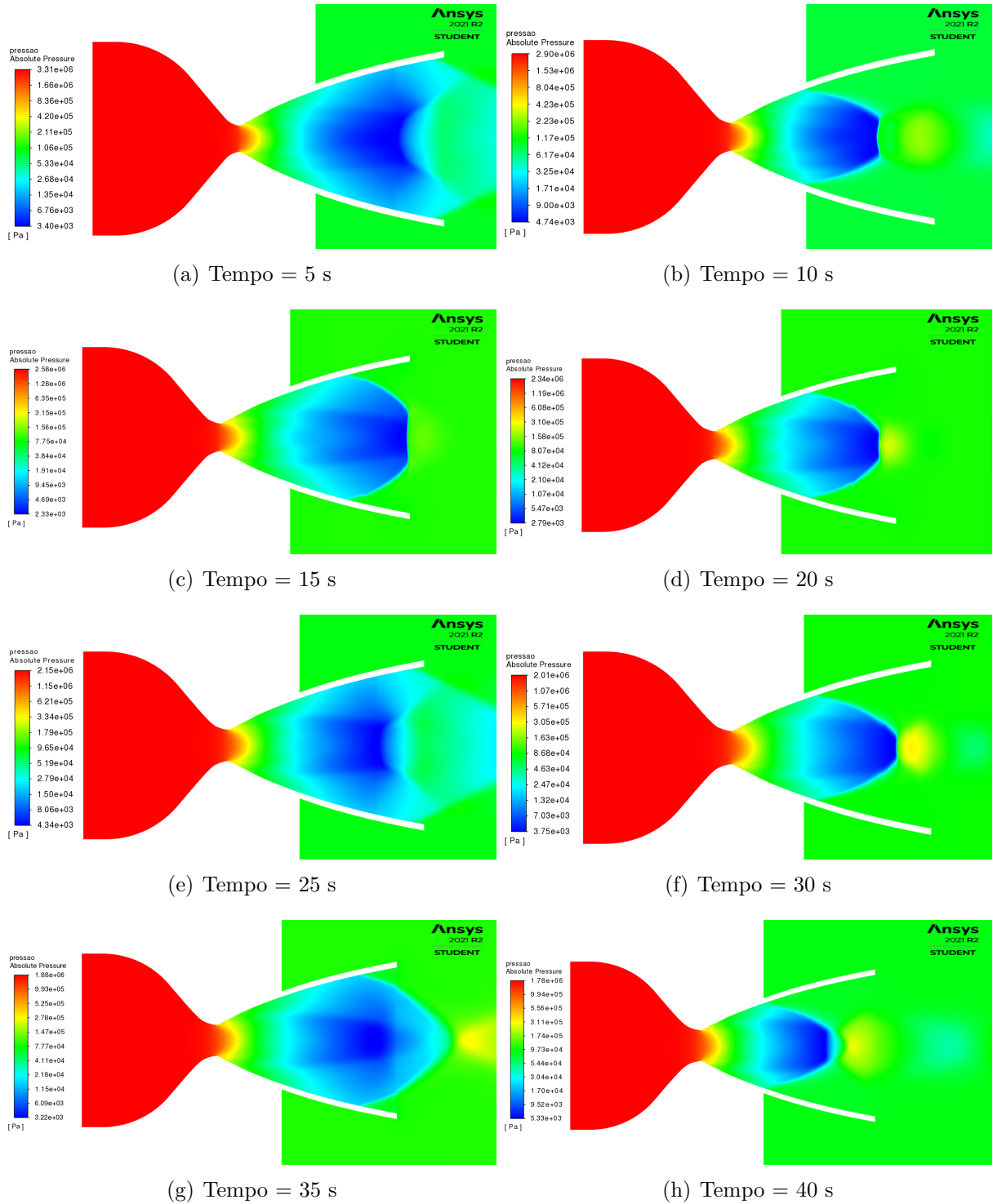


Figura 28 – Pressão ao longo do tempo

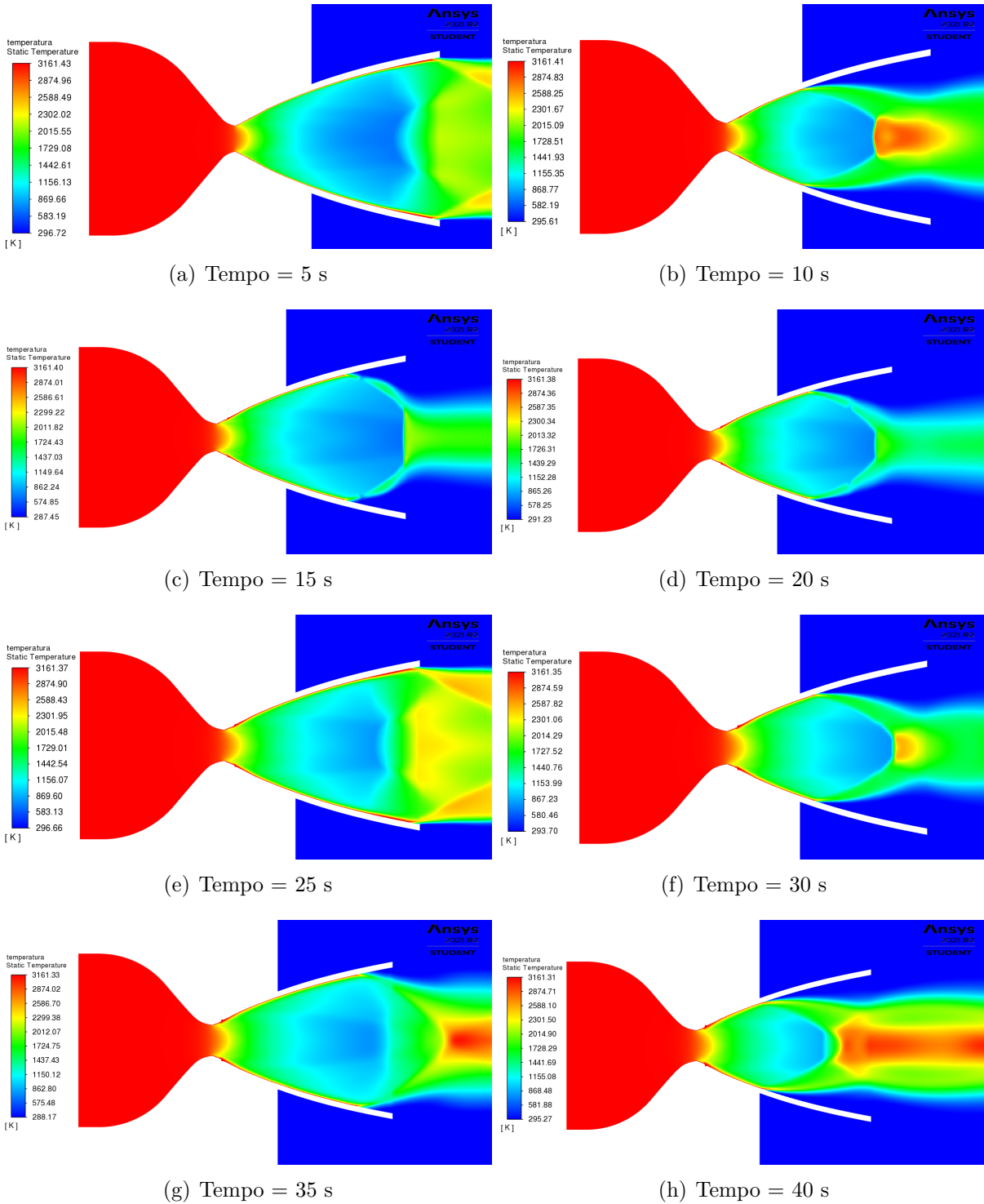
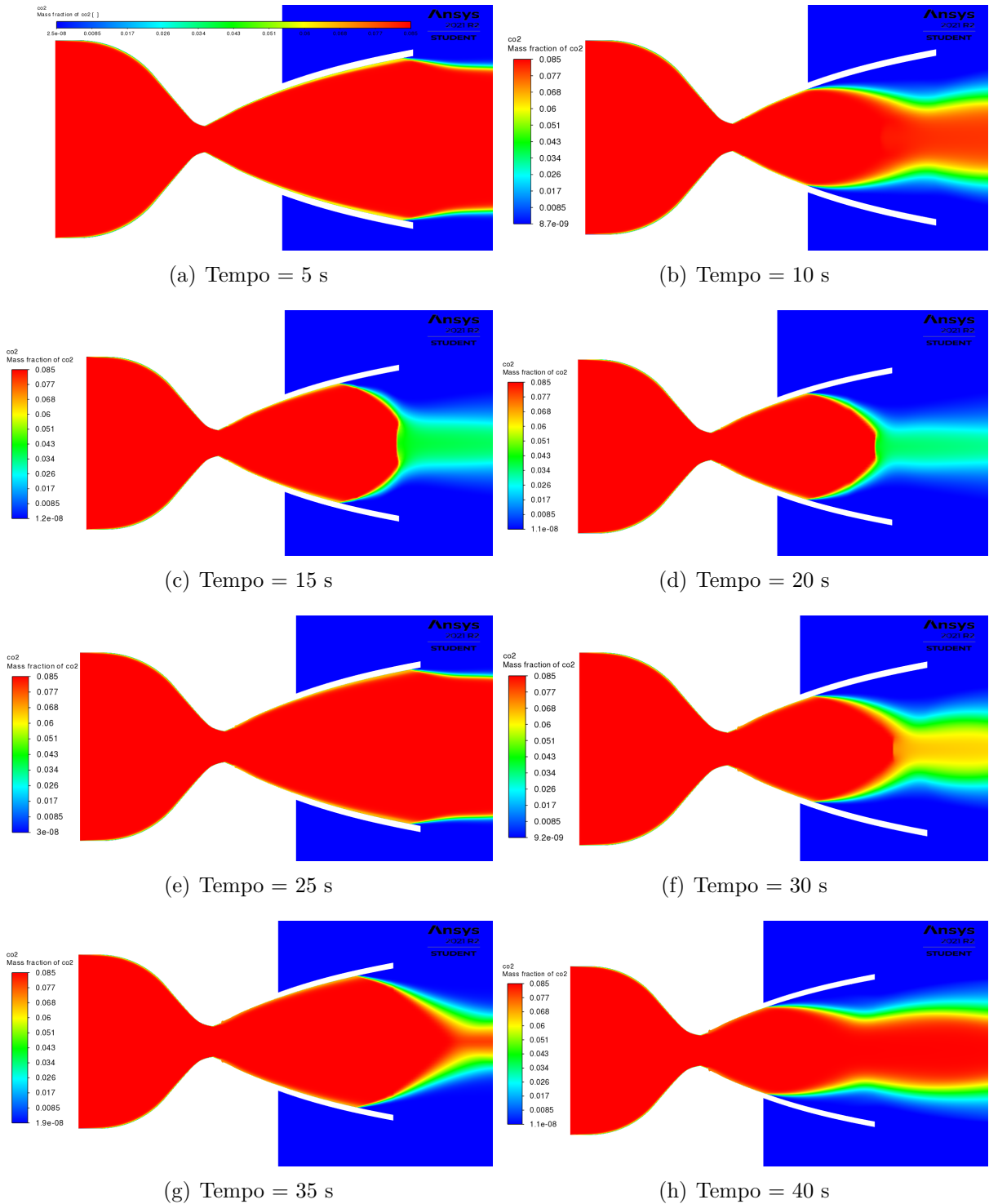
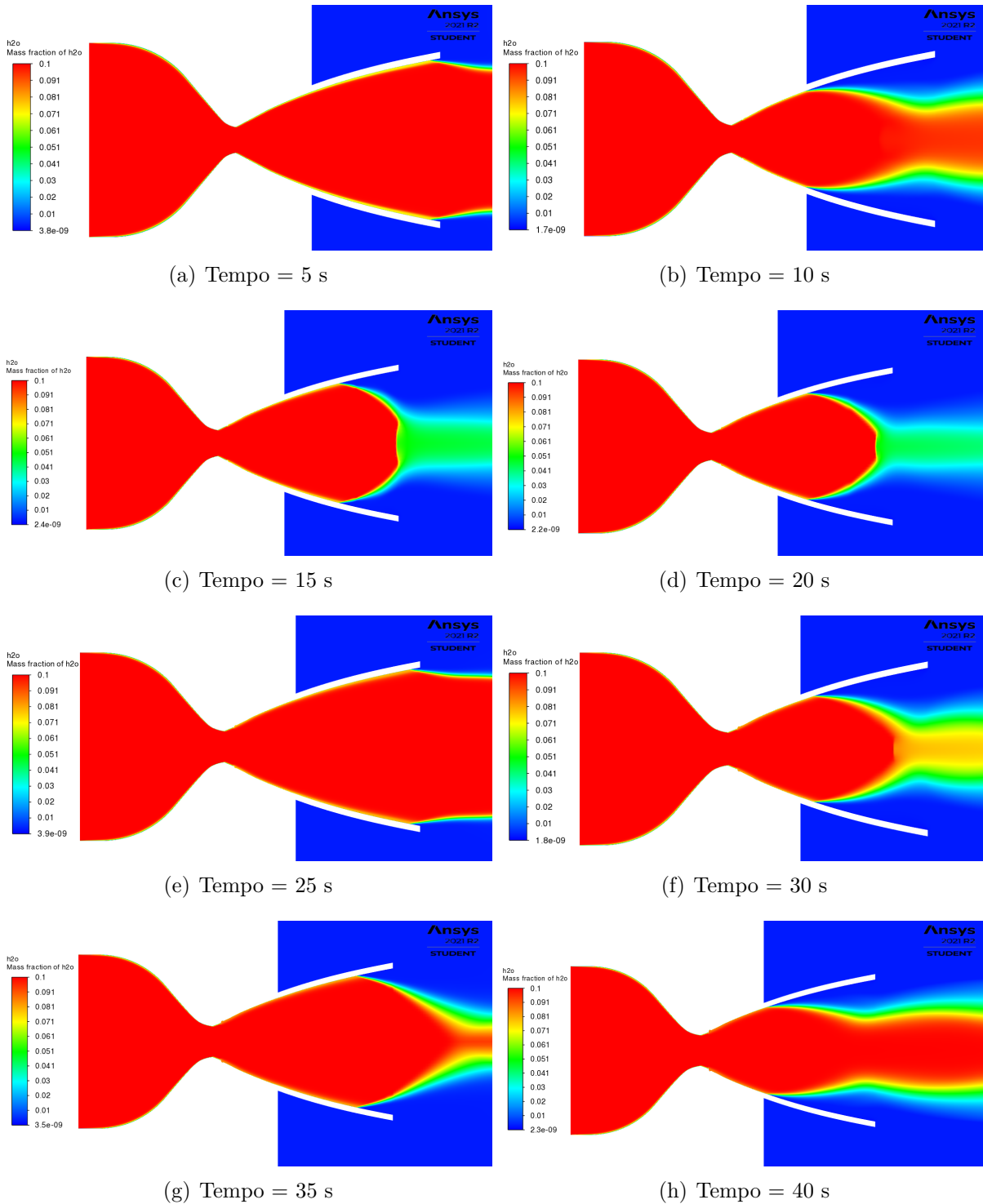
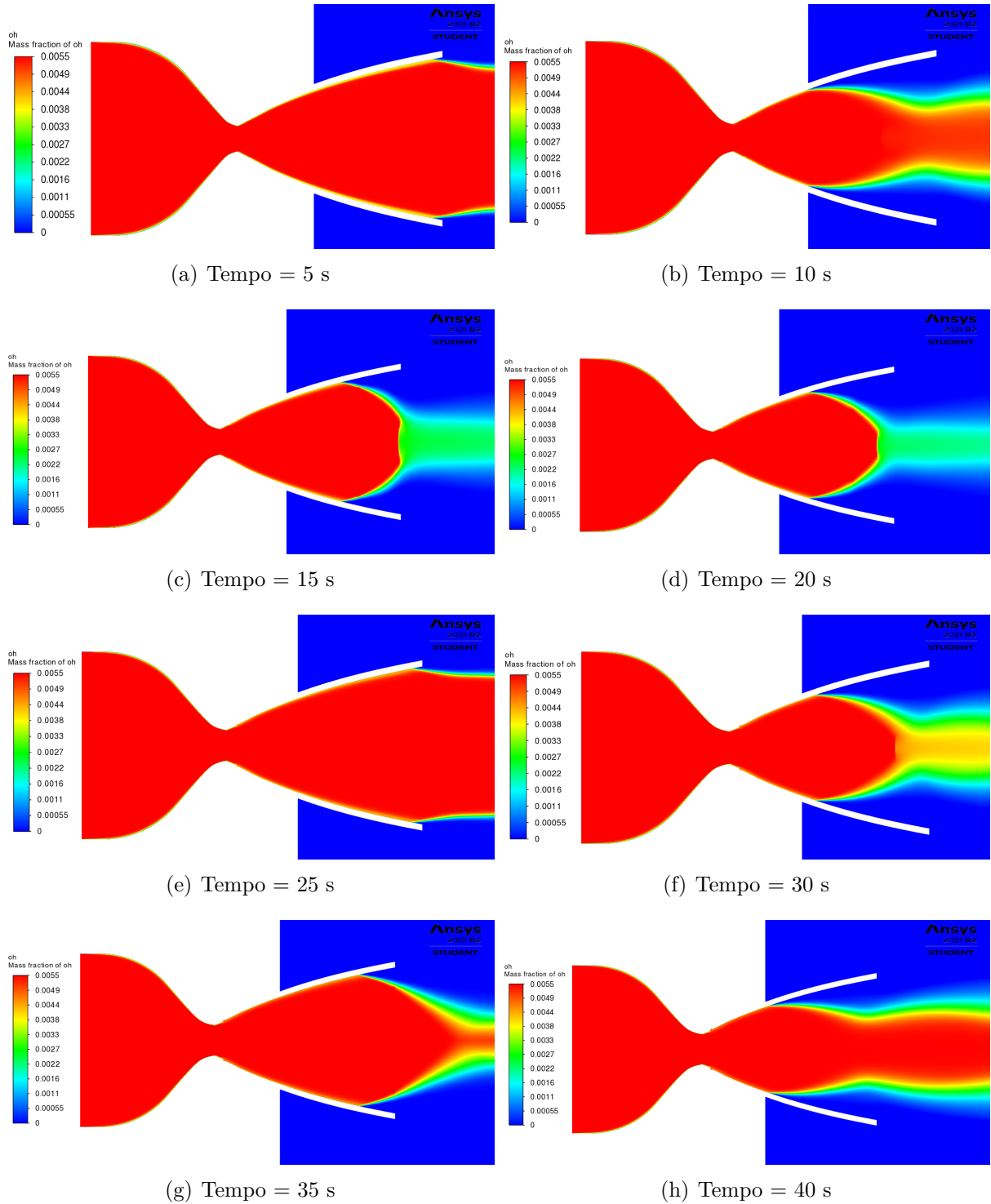


Figura 29 – Temperatura ao longo do tempo

Figura 30 – Y_{CO_2} ao longo do tempo

Figura 31 – Y_{H_2O} ao longo do tempo

Figura 32 – Y_{OH} ao longo do tempo