

UNIVERSIDADE FEDERAL DO RIO GRANDE DO SUL  
ESCOLA DE ENGENHARIA - CURSO DE ENGENHARIA MECÂNICA  
TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO

ANÁLISE NUMÉRICA DA PROPULSÃO NO MOTOR DE FOGUETE RS-25

por

Diego Nieto Hummes

Monografia apresentada ao Departamento de Engenharia Mecânica da Escola de Engenharia da Universidade Federal do Rio Grande do Sul, como parte dos requisitos para obtenção do diploma de Engenheiro Mecânico.

Porto Alegre, maio de 2021

## DADOS INTERNACIONAIS DE CATALOGAÇÃO

Hummes, Diego Nieto  
Análise Numérica da Propulsão no Motor de Foguete  
RS-25 / Diego Nieto Hummes. -- 2021.  
30 f.  
Orientador: Francis Henrique Ramos França.

Trabalho de conclusão de curso (Graduação) --  
Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Escola de  
Engenharia, Curso de Engenharia Mecânica, Porto  
Alegre, BR-RS, 2021.

1. Propulsão. 2. Escoamentos compressíveis. 3.  
Radiação térmica. 4. Método dos volumes finitos. 5.  
CFD. I. Henrique Ramos França, Francis, orient. II.  
Título.

Diego Nieto Hummes

ANÁLISE NUMÉRICA DA PROPULSÃO NO MOTOR DE FOGUETE RS-25

ESTA MONOGRAFIA FOI JULGADA ADEQUADA COMO PARTE DOS  
REQUISITOS PARA A OBTENÇÃO DO TÍTULO DE  
**ENGENHEIRO MECÂNICO**  
APROVADA EM SUA FORMA FINAL PELA BANCA EXAMINADORA DO  
CURSO DE ENGENHARIA MECÂNICA

Prof. Mário Roland Sobczyk Sobrinho  
Coordenador do Curso de Engenharia Mecânica

Área de concentração: Energia e Fenômenos de Transporte

Orientador: Prof. Francis Henrique Ramos França

Comissão de Avaliação:

Prof. Felipe Roman Centeno

Prof. Fernando Marcelo Pereira

Prof. Francis Henrique Ramos França

Porto Alegre, maio de 2021

## DEDICATÓRIA

Dedico este trabalho à minha família, que sempre me forneceu apoio nos momentos difíceis e me inspirou a ir atrás dos meus sonhos.

## AGRADECIMENTOS

Agradeço à UFRGS por todos os conhecimentos adquiridos durante o curso, que foram fundamentais no meu desenvolvimento pessoal. Ao professor Francis França, pelos diversos ensinamentos e fornecer um grande apoio ao longo de todo esse trabalho. Além disso, ao Gustavo Rodrigues, aluno de mestrado acadêmico do PROMEC/UFRGS e integrante do Laboratório de Radiação Térmica, pela ajuda concedida na implementação do modelo de radiação térmica.

## EPÍGRAFE

*“Deixem que o futuro diga a verdade e avalie cada um de acordo com o seu trabalho e realizações. O presente pertence a eles, mas o futuro pelo qual eu sempre trabalhei pertence a mim.”*

*Nikola Tesla*

UNIVERSIDADE FEDERAL DO RIO GRANDE DO SUL  
ESCOLA DE ENGENHARIA - CURSO DE ENGENHARIA MECÂNICA  
TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO – 2021

ANÁLISE NUMÉRICA DA PROPULSÃO NO MOTOR DE FOGUETE RS-25

**Hummes, Diego Nieto**

diegonietohummes@gmail.com

**Resumo.** Este trabalho apresenta a simulação numérica da câmara de combustão e bocal do motor RS-25 no software Ansys Fluent, com o objetivo de modelar o comportamento do escoamento reativo compressível resultante da combustão do hidrogênio e verificar a força de empuxo gerada pelo motor. A partir da aplicação do modelo de turbulência  $k-\omega$  e adaptação do modelo WSGG para determinação dos coeficientes de absorção, foi conduzida uma análise da distribuição do número de Mach, pressão e temperatura ao longo da câmara de empuxo do motor. Por meio desta, determinou-se a localização das ondas de choque, bem como as regiões de maiores temperaturas e velocidades. Ao longo do trabalho foram realizadas simplificações para facilitar a convergência da simulação numérica. O impacto dessas simplificações foi avaliado por meio da comparação dos dados obtidos com relatórios técnicos e testes experimentais. A partir desta validação, verificou-se que os principais resultados da simulação para o escoamento na câmara de combustão e bocal foram satisfatórios.

**Palavras-chave:** Simulação numérica, combustão, escoamento reativo, modelo de turbulência  $k-\omega$ , modelo WSGG.

**Numerical Analysis of Propulsion on the RS-25 Rocket Engine**

**Abstract.** This paper presents the numerical simulation of the combustion chamber and nozzle of the RS-25 engine in Ansys Fluent software, in order to model the behavior of the compressible reactive flow resulting from hydrogen combustion and to verify the thrust force generated by the engine. By using the  $k-\omega$  turbulence model and adapting the WSGG model to obtain the absorption coefficients, an analysis of the Mach number, pressure and temperature distribution along the thrust chamber of the engine was conducted. Through this, the location of the shock waves was determined, as well as the regions of higher temperatures and velocities. Throughout this study, simplifications were made to facilitate the convergence of numerical simulation. The impact of these simplifications was assessed by comparing the obtained data with technical reports and experimental tests. From this validation, it was verified that the main results of the simulation for the flow in the combustion chamber and nozzle were satisfactory.

**Keywords:** Numerical simulation, combustion, reactive flow,  $k-\omega$  turbulence model, WSGG model.

## NOMENCLATURA

### Símbolos

$a$	Coeficiente de absorção	$[m^{-1}]$
$a_{\varepsilon,i}$	Fator de ponderação de emissividade para um gás cinza $i$	
$A_s$	Área da seção transversal na saída do bocal	$[m^2]$
$b_{\varepsilon,i,j}$	Coeficientes polinomiais de ordem $j$ para um gás cinza $i$	[variável]
$c$	Velocidade do som	$[ms^{-1}]$
$C_p$	Calor específico	$[J \cdot kg^{-1}K^{-1}]$
$D_\omega$	Difusão cruzada	$[m^2s^{-1}]$
$e_t$	Energia interna total	[J]
$F_m$	Força gerada pela variação da quantidade de movimento	[N]
$F_e$	Força de empuxo de um foguete	[N]
$F_2$	Função de mistura	
$G_k$	Termo da produção de $k$	$[kgm^{-1}s^{-3}]$
$G_\omega$	Termo da produção de $\omega$	$[m^2s^{-1}]$
$I(\vec{r}, \vec{s})$	Intensidade da radiação	$[Wm^{-2}]$
$\vec{J}_i$	Fluxo de difusão mássica das espécies $i$	$[kgm^{-2}s^{-1}]$
$k$	Energia cinética turbulenta	$[Jkg^{-1}]$
$k_i$	Coeficiente de absorção para um gás cinza $i$	$[m^{-1}]$
$k_t$	Condutividade térmica do fluido	$[Wm^{-1}K^{-1}]$
$M$	Número de Mach	
$\dot{m}$	Fluxo mássico	$[kgs^{-1}]$
$n$	Índice de refração	
$\bar{p}$	Pressão estática média	[Pa]
$p_{atm}$	Pressão atmosférica	[Pa]

$p_s$	Pressão na saída do bocal	[Pa]
$p_p$	Soma das pressões parciais de todos os gases	[Pa]
$R$	Constante do gás	[Jmol <sup>-1</sup> K <sup>-1</sup> ]
$R_i$	Taxa resultante média de produção das espécies	[molm <sup>-3</sup> s <sup>-1</sup> ]
$\vec{r}$	Vetor de posição	[m]
$S$	Magnitude da taxa de deformação	[s <sup>-1</sup> ]
$\dot{S}_g$	Termo fonte de geração de energia	[W]
$S_k$	Termo definido pelo usuário para $k$	[kgm <sup>-1</sup> s <sup>-3</sup> ]
$S_\omega$	Termo definido pelo usuário para $\omega$	[m <sup>2</sup> s <sup>-1</sup> ]
$s$	Comprimento do percurso	[m]
$\vec{s}$	Vetor de direção	[m]
$\vec{s}'$	Vetor de direção de dispersão	
$\bar{T}$	Temperatura média do fluido	[K]
$T_l$	Temperatura local	[K]
$T_w$	Temperatura na parede externa	[K]
$u$	Velocidade do fluxo	[ms <sup>-1</sup> ]
$\bar{u}$	Velocidade média	[ms <sup>-1</sup> ]
$u_s$	Velocidade de saída dos gases	[ms <sup>-1</sup> ]
$x$	Distância axial	[m]
$Y_i$	Fração mássica média de cada espécie química	
$Y_k$	Dissipação devido à turbulência para $k$	[kgm <sup>-1</sup> s <sup>-3</sup> ]
$Y_\omega$	Dissipação devido à turbulência para $\omega$	[m <sup>2</sup> s <sup>-1</sup> ]
$\epsilon$	Taxa de dissipação por unidade de massa	[Wkg <sup>-1</sup> ]

$\varepsilon$	Emissividade total	
$\tau_c$	Tempo característico	[s]
$\sigma_s$	Coefficiente de dispersão	[m <sup>-1</sup> ]
$\Omega'$	Ângulo sólido	[°]
$\Phi$	Função de fase de dispersão	
$\mu$	Viscosidade dinâmica	[Pa · s]
$\mu_t$	Viscosidade turbulenta	[Pa · s]
$\omega$	Dissipação turbulenta	[s <sup>-1</sup> ]
$\delta_{ij}$	Delta de Kronecker	
$\rho$	Massa específica	[kgm <sup>-3</sup> ]
$\bar{\tau}$	Tensor de tensões viscosas	[Pa]
$\gamma$	Razão de calores específicos	

## SUMÁRIO

1. INTRODUÇÃO .....	1
1.1 Revisão Bibliográfica .....	1
1.2 Objetivos .....	2
2. FUNDAMENTAÇÃO .....	2
2.1 Número de Mach .....	2
2.2 Motor de combustível líquido para foguetes .....	2
2.2.1 Câmara de combustão .....	3
2.2.2 Bocal.....	4
2.3 Princípio da conservação de massa.....	4
2.4 Princípio da quantidade de movimento .....	4
2.5 Princípio da conservação de energia.....	5
2.6 Fundamentos da propulsão de um foguete.....	5
2.7 Modelo de turbulência .....	6
2.8 Método das ordenadas discretas .....	7
3. METODOLOGIA .....	7
3.1 Geometria.....	8
3.2 Malha numérica .....	8
3.3 Modelo de combustão .....	9
3.4 Coeficientes de absorção .....	10
3.5 Condições de contorno.....	10
4. RESULTADOS .....	12
4.1 Distribuição do número de Mach na câmara de empuxo.....	12
4.2 Distribuição de temperatura na câmara de empuxo.....	12
4.3 Distribuição de pressão na câmara de empuxo.....	14
4.4 Força de empuxo.....	14
5. CONCLUSÃO .....	15
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS .....	16
APÊNDICE A .....	18
APÊNDICE B.....	19

## 1. INTRODUÇÃO

Desde a metade do século XX tem sido projetados sistemas de propulsão para aplicação aeroespacial, como os foguetes V-2, que foi lançado pela 1ª vez em 1944, e o R-7, utilizado para colocar o 1º satélite artificial em órbita ao redor da Terra no ano de 1957 (Sputnik-1). Ao longo da década de 1970, a Rocketdyne desenvolveu o motor de combustível líquido RS-25 para aplicação no Ônibus Espacial, que foi operado de 1981 a 2011. Com o considerável sucesso do RS-25 durante este período, sua versão aprimorada será utilizada no Space Launch System (SLS) e, conseqüentemente, nas próximas missões lunares planejadas da NASA a partir de novembro de 2021.

No desenvolvimento de um veículo espacial, há uma grande preocupação com a otimização de sistemas e componentes, visto que até mesmo pequenas mudanças influenciam significativamente na quantidade de combustível necessária para conseguir superar a gravidade. Como consequência disso, é essencial que um motor de foguete seja aprimorado e validado, com o objetivo de garantir máxima eficiência de acordo com seus requisitos pré-determinados e uma aplicação segura. O uso de ferramentas computacionais, ao longo dos anos, foi adquirindo uma importância cada vez maior no desenvolvimento destes sistemas complexos. Isto ocorre pois, com elas, a obtenção de resultados se torna mais eficiente, de forma que se consegue otimizar motores de foguete mais rapidamente e reduzir custos devido à diminuição do número de testes com protótipos.

A câmara de combustão e o bocal de um motor de foguete são alguns dos componentes que mais se beneficiam da utilização do cálculo numérico, visto que possuem fenômenos complexos e certos parâmetros difíceis de serem estimados de forma analítica, como a temperatura na parede e o número de Mach. Tendo em vista a dificuldade de prever o comportamento do escoamento nesses componentes e a relevância do motor RS-25 como sistema de propulsão, será investigada a influência da reação do hidrogênio com oxigênio ao longo da sua câmara de combustão e bocal. Como o problema em questão trata de fenômenos difíceis de serem modelados, o presente trabalho se trata de um estudo preliminar.

### 1.1 Revisão Bibliográfica

Rao (1958) desenvolveu um método para projetar bocais de exaustão que fornecem o máximo empuxo. Este utiliza como dados principais o comprimento do bocal, pressão no ambiente e condições do escoamento próximo à garganta para determinar a geometria otimizada do bocal, que é construída por meio do método das características. Tendo em vista sua facilidade de uso e eficiência, o método de Rao foi utilizado no projeto do motor RS-25 e continua sendo aplicado até hoje para determinação de geometrias para bocais de foguete que fornecem o máximo empuxo possível.

Ao longo do desenvolvimento do motor RS-25, foram realizados diversos estudos para validação do mesmo. Desta forma, foi conduzida pela NASA (1984), por meio do software PHOENICS, uma simulação numérica em duas dimensões da câmara de combustão e bocal deste motor para uso no Ônibus Espacial. Neste estudo, as equações de Navier-Stokes foram resolvidas para todo o bocal com base no modelo de turbulência  $k-\epsilon$ . A partir desta simulação numérica, verificou-se a presença de todos fenômenos esperados para um escoamento supersônico, além de terem sido calculados parâmetros como empuxo e impulso específico próximos dos resultados reais.

Posteriormente, foi realizado pela NASA (1995) um teste em túnel de vento de um modelo do bocal do motor RS-25, com o objetivo de entender melhor os seus regimes transientes de inicialização e desligamento. Para isto, foram instalados no modelo instrumentos para medição de pressão estática junto com transdutores de pressão flutuante, e testadas 3 pressões de saída

diferentes: 3,45 – 13,79 kPa, 48,26 kPa e 96,52 kPa. Com esse teste, foi possível verificar a posição e comportamento das ondas de choque no interior do bocal para as diferentes pressões de saída.

Além de relatórios técnicos e estudos de empresas envolvidas no desenvolvimento do motor de foguete, foram realizados trabalhos acadêmicos a respeito do escoamento dos gases na sua câmara de combustão e bocal. Na pesquisa de Naraghi et al. (2005), o modelo TDK-RTE foi adaptado para analisar o efeito da radiação térmica na parede da câmara de combustão do motor RS-25. A partir deste trabalho, verificou-se que a radiação térmica gerada pelo vapor de água possui um efeito significativo na temperatura da parede, apesar do fluxo térmico radiativo nesta alcançar no máximo 10% do fluxo térmico total. Alguns anos depois, Al Kady e Owis (2013) investigaram a implementação de um modelo de equilíbrio químico e diferenças finitas para a simulação numérica da combustão dos gases no bocal do motor RS-25. No estudo conduzido pelos autores, foram obtidos resultados semelhantes a outros artigos para dois tipos de escoamento: Um considerando uma mistura não-reativa e o outro levando em conta o equilíbrio químico entre as espécies.

## 1.2 Objetivos

Este trabalho visa a realizar o estudo numérico da propulsão na câmara de empuxo do motor de foguete RS-25, que inclui a câmara de combustão e bocal. Desta forma, a análise tem como objetivo principal modelar o comportamento do escoamento reativo supersônico proveniente dos gases de combustão e calcular o empuxo gerado pelo motor de foguete. Estas características são de grande importância para a validação e otimização do motor, além de auxiliar na determinação dos requisitos para os outros sistemas do veículo espacial.

## 2. FUNDAMENTAÇÃO

### 2.1 Número de Mach

Para a caracterização de escoamentos em bocais convergente-divergentes, é de grande importância definir o número de Mach, conforme equação abaixo:

$$M = \frac{u}{c} \quad (1)$$

onde  $u$  é a velocidade do fluxo e  $c$  é a velocidade do som. Tem-se que a velocidade do som para gases ideais independe da pressão, podendo ser calculada pela Equação (2):

$$c = \sqrt{\gamma RT} \quad (2)$$

onde  $\gamma$  é a razão de calores específicos,  $R$  é a constante do gás e  $T$  é a temperatura do fluido.

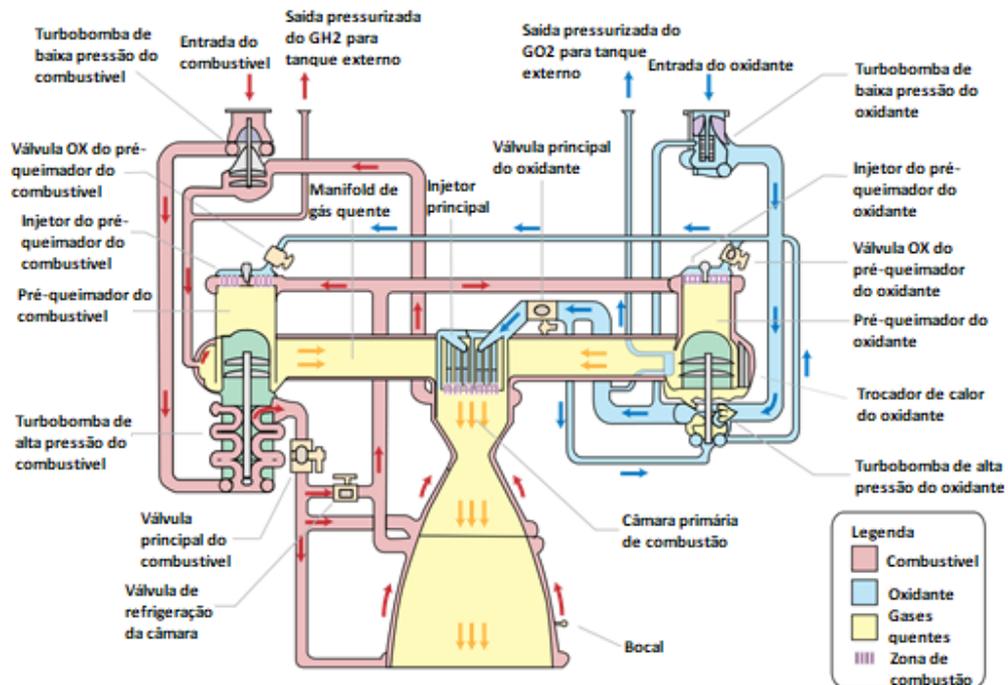
A partir do número de Mach, é possível classificar regimes de escoamento e compreender se efeitos de compressibilidade passam a ser relevantes, de forma que  $M > 0,3$ . Além disso, quando  $M > 1$ , existe a presença de ondas de choque que podem influenciar consideravelmente no escoamento de um fluido.

### 2.2 Motor de combustível líquido para foguetes

Este tipo de motor tem como base a utilização de propelentes líquidos, que são armazenados separadamente em tanques pressurizados, normalmente um para o combustível e outro para o

oxidante. Estes sistemas aumentam significativamente em complexidade em relação a motores de combustível sólido, mas possuem como vantagens uma maior força de empuxo para a mesma quantidade de combustível, controle superior do fluxo de combustível e a possibilidade de serem desligados caso necessário. Na Figura 1 é apresentado o fluxo dos propelentes e alguns dos componentes presentes no motor de combustível líquido RS-25.

Figura 1 – Diagrama do fluxo dos propelentes no motor RS-25.



Fonte: adaptado de NASA (1998).

Especialmente nos sistemas de alimentação de propelentes, alguns componentes podem variar significativamente de acordo com os requisitos determinados para o motor. Por exemplo, de acordo com Sutton e Biblarz (2001), para aplicações com grandes quantidades de propelentes e maiores empuxos, se utilizam sistemas de foguete líquido alimentados por bombas. Este é o caso para veículos de lançamento, conforme pode ser visto na Figura 1 para o motor RS-25 do Ônibus Espacial. Apesar da variação de configurações para motores de combustível líquido, todos estes possuem uma câmara de combustão e bocal. Estes componentes serão comentados nas subseções a seguir.

### 2.2.1 Câmara de combustão

A câmara de combustão é a região do motor onde são injetados o combustível e oxidante para a reação química de queima. Em motores de foguete, as temperaturas nesta podem chegar a até 4000°C, de forma que o resfriamento das paredes é essencial para evitar falhas catastróficas. Para isto, muitas vezes existem tubos na parte externa da câmara de combustão por onde o combustível do tanque escoia, assim reduzindo as temperaturas das paredes e realizando um pré-aquecimento deste. Esta solução é muito eficiente para combustíveis criogênicos como o hidrogênio líquido.

## 2.2.2 Bocal

Após a câmara de combustão, os gases quentes passam por uma região cônica convergente, que termina na garganta. À medida que a área é reduzida, a velocidade dos gases aumenta até ser atingido um escoamento sônico na garganta, com um número de Mach igual a 1. Após a garganta, a geometria do bocal é divergente, tendo em vista que para acelerar fluidos em escoamento supersônico é necessário aumentar a área da seção. Isso ocorre porque este tipo de escoamento é compressível, de forma que a variação da massa específica é muito maior que a da velocidade. Como consequência disso, a massa específica precisa diminuir com o aumento da área para atender o princípio da conservação de massa.

Segundo Sutton e Biblarz (2001), os objetivos de uma boa configuração de bocal são de minimizar a sua massa e comprimento, além de obter o maior impulso específico possível, que é um parâmetro para determinar a eficiência do uso de propelentes. Para isso, a geometria da parte divergente do bocal tem grande influência, sendo uma região crítica para o bom desempenho do motor. Caso esta não for projetada de forma apropriada, podem ocorrer problemas de separação do escoamento devido a uma pressão muito baixa na saída no bocal e a redução significativa da eficiência do motor.

## 2.3 Princípio da conservação de massa

O princípio da conservação de massa afirma que matéria não é nem criada ou destruída em um sistema isolado. Segundo Hill e Peterson (1992), uma consequência da aplicação deste princípio é que a massa do sistema deve permanecer constante independentemente da sua quantidade e intervalo de tempo durante o qual o sistema é observado. Assim sendo, a forma diferencial deste princípio adaptado para um escoamento turbulento pode ser apresentada conforme a Equação (3):

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \bar{u}_i)}{\partial x_i} = 0 \quad (3)$$

onde  $\rho$  é a massa específica e  $\bar{u}_i$  é a velocidade média na direção  $i$ .

A forma diferencial apresentada na Equação (3) é integrada sobre cada volume de controle no método dos volumes finitos, que é a abordagem de solução utilizada no software Fluent, empregado neste trabalho. Além de possuir outros benefícios, a forma integral facilita na convergência e solução do problema na presença de descontinuidades, permitindo uma aproximação mais precisa destas. Já a forma diferencial é discretizada diretamente em outras aplicações como, por exemplo, no método das diferenças finitas.

## 2.4 Princípio da quantidade de movimento

Este princípio é uma consequência direta da segunda lei de Newton, e diz que a quantidade de movimento de um sistema isolado é alterada apenas por meio da aplicação de forças. Portanto, a partir da interação de forças de corpo e de superfície em determinado fluido, pode-se expressar a conservação da quantidade de movimento por meio da formulação *Reynolds-Averaged Navier-Stokes* (RANS) mostrada na Equação (4):

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \bar{u}_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \bar{u}_i \bar{u}_j) = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial \bar{\tau}}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_j}(-\rho \overline{u'_i u'_j}) \quad (4)$$

onde  $\bar{u}_j$  é a velocidade média na direção  $j$ ,  $\bar{p}$  é a pressão estática média,  $\bar{\tau}$  é o tensor de tensões viscosas e  $(-\overline{\rho u'_i u'_j})$  é o tensor de Reynolds. O tensor de tensões viscosas é calculado conforme a Equação (5):

$$\bar{\tau} = \mu \left[ \left( \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \frac{\partial \bar{u}_l}{\partial x_l} \delta_{ij} \right] \quad (5)$$

onde  $\mu$  é a viscosidade dinâmica,  $\bar{u}_l$  é a velocidade média na direção  $l$  e  $\delta_{ij}$  é o delta de Kronecker. Como foi utilizado o modelo de turbulência SST  $k$ - $\omega$ , que será comentado na seção 2.7, foi empregada a hipótese de Boussinesq para o cálculo do tensor de Reynolds. Esta está apresentada na Equação (6):

$$-\overline{\rho u'_i u'_j} = \mu_t \left( \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \left( \rho k + \mu_t \frac{\partial \bar{u}_k}{\partial x_k} \right) \delta_{ij} \quad (6)$$

onde  $\mu_t$  é a viscosidade turbulenta,  $\bar{u}_k$  é a velocidade média na direção  $k$  e  $k$  é a energia cinética turbulenta.

Na Equação (5), os dois primeiros termos estão associados à taxa de mudança da quantidade de movimento ao longo do tempo e fluxo resultante da quantidade de movimento, respectivamente. Os termos do outro lado da equação representam as forças resultantes e flutuações turbulentas em determinado fluido. Por fim, quando se resolve a equação de conservação para um sistema em regime permanente, tem-se que  $\frac{d}{dt}$  é igual a zero.

## 2.5 Princípio da conservação de energia

A conservação de energia diz que a energia total em um sistema isolado é constante, de forma que está associada à primeira lei da termodinâmica. De acordo com Hill e Peterson (1992), esta relaciona interações de calor e trabalho entre um sistema e seu ambiente a mudanças no estado do sistema. Logo, a partir do desenvolvimento dos termos da primeira lei da termodinâmica, pode ser escrito o princípio da conservação de energia:

$$\frac{\partial(\rho e_t)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} [\bar{u}_i(\rho e_t + \bar{p})] = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( k_t + \frac{C_p \mu_t}{0,85} \right) \frac{\partial \bar{T}}{\partial x_j} + \bar{u}_i (-\overline{\rho u'_i u'_j}) \right] + \dot{S}_g \quad (7)$$

onde  $e_t$  é a energia interna total,  $k_t$  é a condutividade térmica do fluido,  $C_p$  é o calor específico,  $\bar{T}$  é a temperatura média e  $\dot{S}_g$  é o termo fonte de geração de energia, que inclui efeitos térmicos de outros processos. Além disso, tem-se que a energia interna total  $e_t$  é a soma da energia interna de um elemento do fluido com a sua energia cinética.

A segunda derivada da Equação (7) representa o fluxo de entrada resultante da energia interna total e a variação da pressão no sistema. Por fim, os termos dentro da primeira derivada do lado direito desta equação estão associados à transferência de calor por condução, ao efeito da viscosidade do fluido e a flutuações turbulentas.

## 2.6 Fundamentos da propulsão de um foguete

A propulsão em foguetes funciona com base na aplicação da lei de ação e reação de Newton, de forma que os gases são acelerados ao longo do bocal, e a força de reação resultante desta

aceleração impulsiona o veículo. A força gerada pela variação da quantidade de movimento dos gases quentes do foguete com tempo é normalmente a maior contribuição para o cálculo do empuxo, já que estes são acelerados a grandes velocidades. Esta força, assim como o princípio da quantidade de movimento mostrado na Equação (4), é uma consequência da segunda lei de Newton, e está apresentada abaixo:

$$F_m = \frac{dm}{dt} u_s = \dot{m} u_s \quad (8)$$

onde  $\dot{m}$  é o fluxo mássico e  $u_s$  é a velocidade de saída dos gases.

O segundo fator que influencia na propulsão está associado à diferença de pressão na saída do bocal em relação à atmosférica. Desta forma, a força de empuxo de um foguete é calculada pela seguinte expressão:

$$F_e = \dot{m} u_s + (p_s - p_{atm}) A_s \quad (9)$$

onde  $p_s$  é a pressão na saída do bocal,  $p_{atm}$  é a pressão atmosférica e  $A_s$  é a área da seção transversal na saída do bocal.

De acordo com Sutton e Biblarz (2001), os bocais de foguete são projetados para que sua pressão de saída seja maior ou igual à pressão atmosférica, visto que estes são utilizados na maior parte do tempo em altitudes muito elevadas. O objetivo disto é evitar que se tenha uma diferença de pressão negativa na Equação (9) e, conseqüentemente, redução no empuxo gerado pelo motor.

## 2.7 Modelo de turbulência

Tendo em vista a natureza caótica de um escoamento turbulento, em muitos casos é necessária a utilização de modelos aplicados a simulações numéricas para descrição de seu comportamento. Existem diversos modelos de turbulência, de forma que para cada problema deve ser realizada uma análise a fim de encontrar a melhor opção para representação do escoamento do fluido.

Atualmente, os modelos de duas equações, como o  $k-\varepsilon$  e  $k-\omega$ , são os mais utilizados para diversas aplicações de engenharia. Estes modelos possuem duas equações de transporte independentes, onde uma é para a energia cinética turbulenta, e a outra para a dissipação turbulenta. De acordo com Sagol et al. (2012), os modelos de duas equações são completos, significando que não são necessárias equações adicionais para modelar a turbulência.

Para realizar a simulação numérica do escoamento supersônico dos gases de combustão na câmara de empuxo do motor RS-25 foi empregado o modelo de turbulência *Shear Stress Transport* (SST)  $k-\omega$ , que é muito utilizado em aplicações semelhantes e para representação de ondas de choque em um escoamento compressível. Esta representação, desenvolvida por Menter (1994), apresenta uma mudança gradual do modelo  $k-\omega$  padrão na região próxima à parede para o modelo  $k-\varepsilon$  à medida que se afasta desta. Isto é realizado tendo em vista que o modelo  $k-\omega$  padrão é mais preciso para a simulação de fenômenos na região interna da camada limite, e é inferior ao  $k-\varepsilon$  na representação de escoamentos quando estes estão mais afastados da parede. Desta forma, segundo a formulação proposta pelo guia teórico do Fluent (2013), as equações de transporte para o modelo SST  $k-\omega$  são definidas pelas Equações (10) e (11):

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k \bar{u}_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k - Y_k + S_k \quad (10)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \omega \bar{u}_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega \quad (11)$$

onde  $\omega$  é a dissipação turbulenta,  $\sigma_k$  e  $\sigma_\omega$  são os números de Prandtl turbulentos para  $k$  e  $\omega$ ,  $G_k$  e  $G_\omega$  são termos que representam a produção de  $k$  e  $\omega$ ,  $Y_k$  e  $Y_\omega$  representam a dissipação devido à turbulência,  $S_k$  e  $S_\omega$  são termos definidos pelo usuário e  $D_\omega$  está associado à difusão cruzada.

A viscosidade turbulenta é calculada pela Equação (12):

$$\mu_t = \frac{\rho k}{\omega} \frac{1}{\max \left[ \frac{1}{\alpha^*}, \frac{SF_2}{a_1 \omega} \right]} \quad (12)$$

onde  $\alpha^*$  é uma correção para baixos números de Reynolds, e é igual a 1 para o modelo SST  $k$ - $\omega$ . Já  $S$  é a magnitude da taxa de deformação,  $F_2$  é uma função de mistura e  $a_1$  é uma constante igual a 0,31.

## 2.8 Método das ordenadas discretas

A fim de simular o comportamento da radiação térmica ao longo da câmara de empuxo do motor RS-25, foi escolhido o método das ordenadas discretas. Em comparação com os outros métodos, este pode ser utilizado para todas espessuras ópticas, e permite a implementação de modelos de radiação não-cinza, que é o desejado para este problema.

Segundo Modest (2003), o método das ordenadas discretas é baseado na representação discreta da variação direcional da intensidade radiativa. Desta forma, de acordo com o guia teórico do Fluent (2013), a equação de transferência radiativa é resolvida para um número finito de ângulos discretos sólidos, cada um associado a uma direção vetorial  $\vec{s}$ , que especifica a direção da radiação térmica. A partir destas definições, é possível escrever a equação a ser resolvida por este modelo para o método dos volumes finitos:

$$\nabla \cdot (I(\vec{r}, \vec{s}) \vec{s}) + (a + \sigma_s) I(\vec{r}, \vec{s}) = an^2 \frac{\sigma T_l^4}{\pi} + \frac{\sigma_s}{4\pi} \int_0^{4\pi} I(\vec{r}, \vec{s}') \Phi(\vec{s} \cdot \vec{s}') d\Omega' \quad (13)$$

onde  $\vec{r}$  é o vetor de posição,  $\vec{s}$  é o vetor de direção,  $\vec{s}'$  é o vetor de direção de dispersão,  $I(\vec{r}, \vec{s})$  é a intensidade de radiação,  $a$  é o coeficiente de absorção,  $\sigma_s$  é o coeficiente de dispersão,  $n$  é o índice de refração,  $\sigma$  é a constante de Stefan-Boltzmann, igual a  $5,67 \times 10^{-8} \frac{W}{m^2 K^4}$ ,  $T_l$  é a temperatura local,  $\Phi$  é a função de fase de dispersão e  $\Omega'$  representa um ângulo sólido.

## 3. METODOLOGIA

Por meio do software Ansys Fluent 2020 R2, foi simulada a reação dos gases de combustão na câmara de empuxo do motor. Para isso, é necessário fornecer a geometria, condições de contorno, gerar a malha numérica e definir os métodos apropriados para solução do problema. Desta forma, estas informações serão comentadas nas subseções a seguir.

### 3.1 Geometria

A geometria incorporada na simulação numérica compreende a câmara de combustão e bocal, que formam juntas a câmara de empuxo do motor RS-25. Esta foi desenhada com precisão na ferramenta SpaceClaim do Ansys, a partir de dados retirados de relatório técnico da NASA (1984) e documento disponibilizado pela Rocketdyne (1998). Além disso, como este problema trata de um escoamento complexo e que demanda alta capacidade de processamento, optou-se por utilizar uma geometria 2D e simétrica, de forma a diminuir o tempo de convergência da solução. Na Figura 2 está apresentada a geometria utilizada para este trabalho.

Figura 2 – Geometria da câmara de empuxo do motor RS-25.

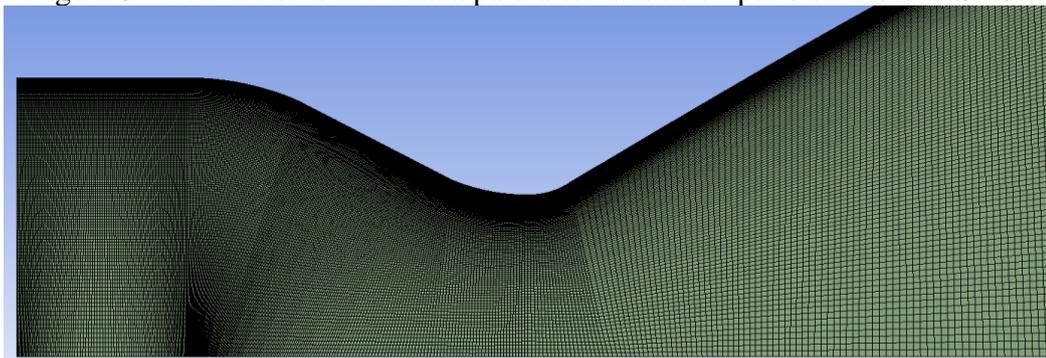


A câmara de combustão é refrigerada por meio do contato direto com o revestimento de NARloy-Z (liga de cobre), que possui 430 canais com hidrogênio fluindo a baixas temperaturas. Já o bocal do motor RS-25 é refrigerado por um sistema na sua região externa composto por vários tubos de aço inoxidável, onde o  $H_2$  frio escoava. Com o objetivo de simplificar a representação para a simulação numérica e tendo em vista que a região da câmara de combustão é onde são atingidas as maiores temperaturas, foi utilizado o revestimento de NARloy-Z sem os canais para representar as paredes da câmara de empuxo. Além disso, utilizou-se uma espessura de 0,71 mm para este, de acordo com dados apresentados em estudo pela NASA (1983).

### 3.2 Malha numérica

Para facilitar na distribuição dos elementos e gerar de forma adequada a malha numérica, a geometria foi dividida em 6 faces, que dividem a parede e câmara de empuxo nas regiões convergente e divergente. Além disso, foi utilizada uma malha estruturada do tipo quadrilateral para garantir a qualidade dos elementos, que pode ser visualizada na Figura 3.

Figura 3 – Malha numérica criada para a câmara de empuxo do motor RS-25.



A malha foi mais refinada na região de entrada na câmara de combustão, na garganta e próximo à parede. Isso foi realizado para representar corretamente a reação inicial de combustão das espécies, os efeitos na transição do escoamento sônico para supersônico e a camada limite, respectivamente. Além disso, a utilização de uma malha altamente refinada ao longo do domínio é particularmente importante para este problema, de forma a garantir uma melhor resolução das ondas de choque no bocal.

Por fim, a condução de um estudo de convergência é imprescindível para verificar quanto o refinamento da malha numérica influencia nos resultados, de forma que este será apresentado no Apêndice A.

### 3.3 Modelo de combustão

Neste trabalho foi implementado o modelo de transporte de espécies para escoamentos turbulentos, que é utilizado para prever a fração mássica média de cada espécie química,  $Y_i$ , por meio da solução da seguinte equação de conservação:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho Y_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \bar{u}_j Y_i) = -\frac{\partial \vec{J}_{ij}}{\partial x_j} + R_i \quad (14)$$

onde  $\vec{J}_{ij}$  é o fluxo de difusão mássica das espécies  $i$  na direção  $j$ , que é obtido a partir de  $Y_i$ , termos associados à turbulência, temperatura local e coeficientes de difusão. Já  $R_i$  é a taxa resultante média de produção das espécies.

A partir da Equação (14) são calculadas as frações mássicas ao longo da câmara de empuxo do motor para o hidrogênio ( $H_2$ ), oxigênio ( $O_2$ ) e vapor de água ( $H_2O$ ). Com o objetivo de reduzir a complexidade de solução do problema e facilitar a convergência da simulação, foi utilizada a reação de combustão em uma etapa, que está apresentada abaixo:



De acordo com a NASA (1984), a utilização desta hipótese leva a temperaturas superestimadas na câmara de combustão e bocal, conforme será comentado na seção 4.2. Além disso, como o escoamento dos gases ocorre a altas pressões e temperaturas, a taxa de reação é muito rápida, de forma que a solução atinge o equilíbrio químico. Tendo isso em vista, foi implementado o método de relaxamento para equilíbrio químico, que modela a taxa resultante média de produção das espécies como:

$$R_i = \rho \frac{Y_i^{eq} - Y_i}{\tau_c} \quad (16)$$

onde  $eq$  representa equilíbrio químico e  $\tau_c$  é o tempo característico. Este último pode ser determinado pela expressão abaixo:

$$\tau_c = \frac{k}{\epsilon A} \quad (17)$$

onde  $\epsilon$  é a taxa de dissipação por unidade de massa e  $A$  é a constante de taxa turbulenta com valor padrão igual a 4.

O método de relaxamento para equilíbrio químico foi utilizado em conjunto com o modelo *Eddy-Dissipation*, descrito por Magnussen e Hjertager (1977), o qual assume que as taxas de reação são controladas pela turbulência, assim reduzindo custos computacionais.

### 3.4 Coeficientes de absorção

Para a implementação do método das ordenadas discretas, é necessário o cálculo dos coeficientes de absorção ao longo da câmara de empuxo do motor. Como a influência dos reagentes (hidrogênio e oxigênio) na radiação térmica é desprezível comparado ao vapor de água formado, este último foi a única espécie considerada para determinação dos coeficientes. Além disso, como o espectro de absorção da água varia significativamente ao longo do comprimento de onda, foi utilizado o modelo *weighted-sum-of-gray-gases* (WSGG), caracterizado pela seguinte equação:

$$\varepsilon = \sum_{i=0}^I a_{\varepsilon,i}(T)(1 - e^{-k_i p_p s}) \quad (18)$$

onde  $\varepsilon$  é a emissividade total,  $a_{\varepsilon,i}$  é o fator de ponderação de emissividade para um gás cinza  $i$ ,  $k_i$  é o coeficiente de absorção para um gás cinza  $i$ ,  $p_p$  é a soma das pressões parciais de todos gases e  $s$  é o comprimento do percurso.

Na equação acima,  $a_{\varepsilon,i}$  é dado por:

$$a_{\varepsilon,i} = \sum_{j=1}^J b_{\varepsilon,i,j} T^{j-1} \quad (19)$$

onde  $b_{\varepsilon,i,j}$  são os coeficientes polinomiais de ordem  $j$  para um gás cinza  $i$ .

Por fim, para consideração das janelas transparentes no espectro, o fator de ponderação quando  $i = 0$  é obtido pela expressão abaixo:

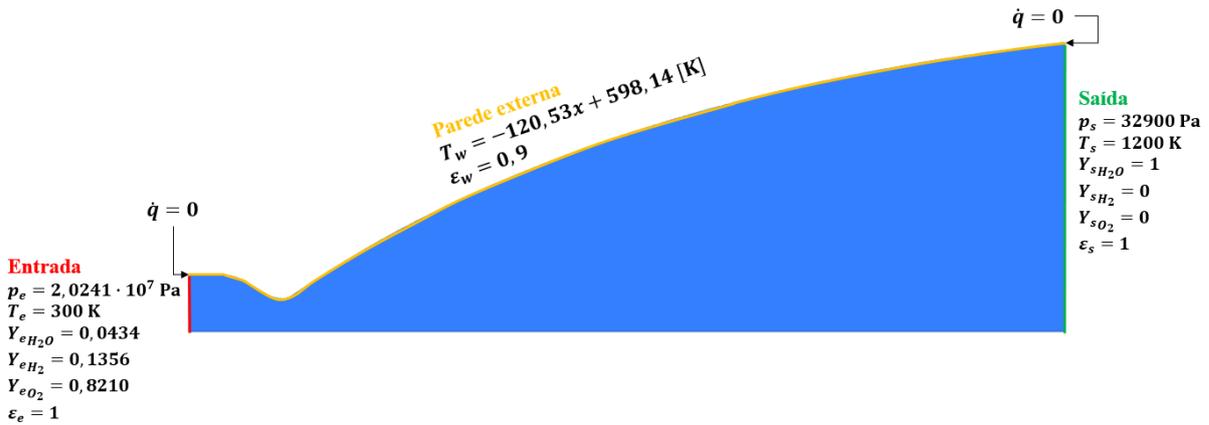
$$a_{\varepsilon,0} = 1 - \sum_{i=1}^I a_{\varepsilon,i} \quad (20)$$

Os coeficientes  $b_{\varepsilon,i,j}$  e  $k_i$  foram obtidos a partir de correlações propostas para  $H_2O$  por Consalvi et al. (2020), estimadas a partir do banco de dados HITEMP2010. Desta forma, o modelo WSGG foi adaptado para o problema deste trabalho e implementado por meio de uma UDF (*user-defined function*), desenvolvida pelo grupo do Laboratório de Radiação Térmica da UFRGS (LRT), ao software Fluent.

### 3.5 Condições de contorno

Para a simulação numérica do escoamento dos gases na câmara de empuxo, esta foi dividida em diferentes regiões para implementação das condições de contorno, conforme pode ser observado na Figura 4:

Figura 4 – Regiões nomeadas para implementação das condições de contorno no domínio.



Na entrada do domínio, foi utilizada a pressão total da câmara de combustão para a potência nominal do motor RS-25 (104,5%), com o valor de  $2,0241 \cdot 10^7$  Pa. Além disso, para facilitar a convergência e solução numérica do problema, utilizou-se a temperatura da mistura na entrada igual a 300 K. Esta consideração não possui grande impacto nos resultados, visto que a reação de combustão ocorre muito rapidamente, assim atingindo o equilíbrio químico. As frações mássicas das espécies na entrada para esta temperatura foram calculadas em estudo da NASA (1984) considerando uma pré-queima do combustível, e possuem os seguintes valores:

$$Y_{H_2O} = 0,0434 \quad Y_{H_2} = 0,1356 \quad Y_{O_2} = 0,8210 \quad (21)$$

Como o escoamento do hidrogênio nos canais do revestimento de NARloy-Z foi desconsiderado para este trabalho, foram realizadas aproximações para as condições de contorno na parede da câmara de empuxo. Conforme pode ser visto na Figura 4, esta foi dividida em duas regiões. As paredes laterais são consideradas como adiabáticas, de forma que o fluxo térmico nestas é zero. Já na parede externa, foi realizada uma aproximação linear da sua distribuição de temperaturas apresentada em estudo pela NASA (1972). Portanto, a variação da temperatura na parede externa ao longo da distância axial foi estimada pela função abaixo:

$$T_w = -120,53x + 598,14 \quad (22)$$

As propriedades para o NARloy-Z da parede, como a condutividade térmica e o calor específico, foram obtidas a partir de relatório técnico da NASA (1996). Além disso, utilizou-se uma emissividade de 0,9 nas duas regiões da parede da câmara de empuxo.

As condições de contorno na saída do domínio são utilizadas para o caso de ocorrer fluxo reverso do escoamento ao longo da solução, que normalmente ocorre somente nas iterações iniciais do problema. Para garantir uma convergência mais rápida, estimou-se a pressão e temperatura na saída da câmara de empuxo com base em resultados obtidos pela NASA (1984), de forma a apresentarem os valores de 32900 Pa e 1200 K, respectivamente. As frações mássicas utilizadas para as espécies na saída representam uma reação de combustão completa, conforme mostrado abaixo:

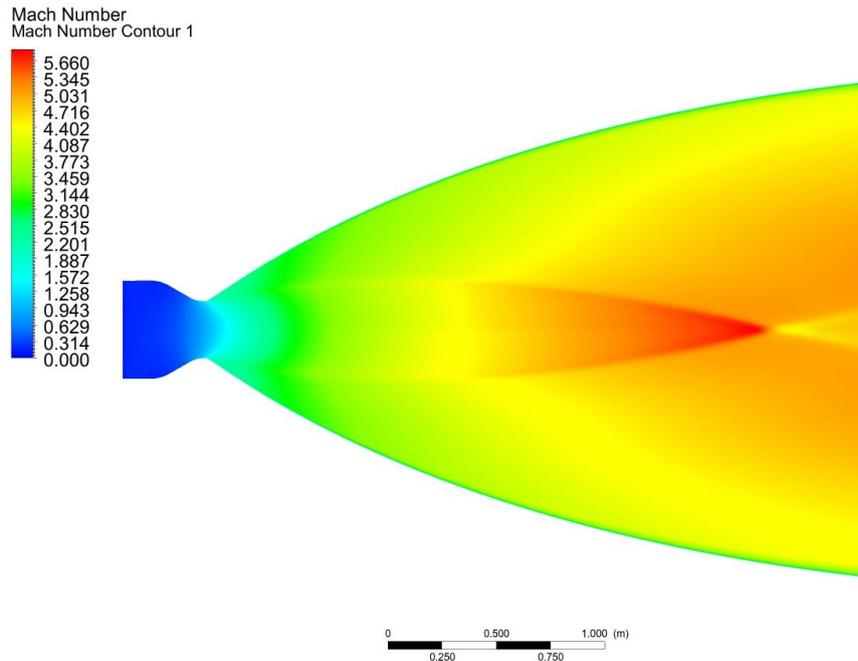
$$Y_{H_2O} = 1 \quad Y_{H_2} = 0 \quad Y_{O_2} = 0 \quad (23)$$

## 4. RESULTADOS

### 4.1 Distribuição do número de Mach na câmara de empuxo

Na Figura 5 é apresentada a distribuição do número de Mach ao longo da câmara de empuxo, que é de grande importância para a verificação dos fenômenos presentes no escoamento.

Figura 5 – Distribuição do número de Mach na câmara de empuxo do motor.



Conforme pode ser observado acima, o número de Mach aumenta progressivamente na câmara de combustão, até alcançar o valor igual a 1 em um perfil parabólico situado na garganta do bocal. A partir deste ponto, a velocidade do escoamento ultrapassa a velocidade local do som e o número de Mach aumenta à medida que a área da seção varia. Além disso, as maiores velocidades passam a ser encontradas na região próxima ao eixo de simetria.

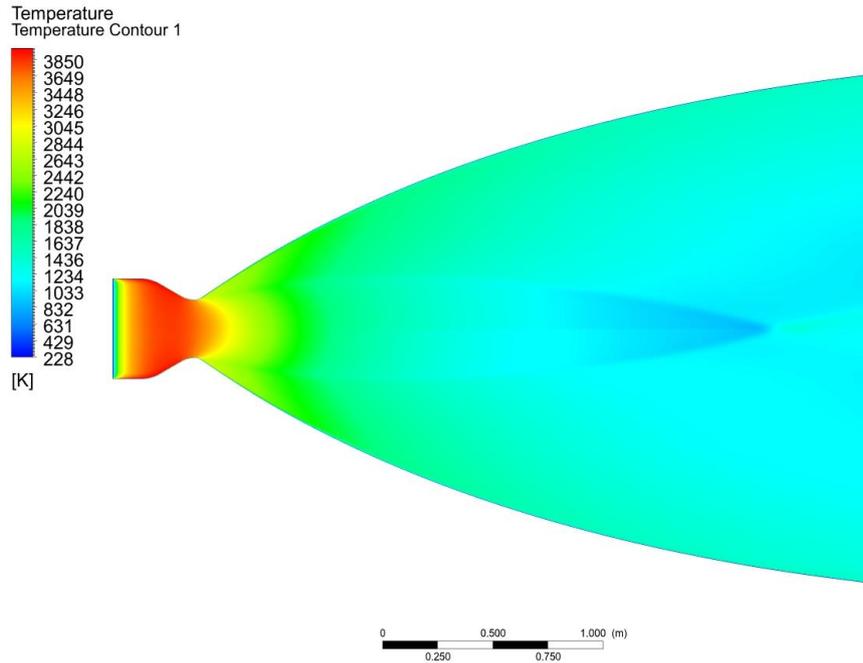
Após a garganta, verifica-se a presença de ondas de choque que se estendem ao longo do bocal, encontrando-se próximo à saída da câmara de empuxo. Na Figura 5 é possível observar que, a partir do choque destas, ocorre a redução local do número de Mach e, conseqüentemente, um aumento na massa específica da mistura. Este encontro das ondas de choque dentro do bocal leva a uma perda na eficiência do motor.

Foi calculado o valor de 4,62 para a média do número de Mach na saída da câmara de empuxo do motor RS-25, estando de acordo com resultados obtidos pela NASA (1984) e no artigo de Wang e Chen (1993), que foram aproximadamente 4,30 e 4,75, respectivamente. Além disso, a localização e comportamento das ondas de choque foram validados a partir do teste experimental conduzido pela NASA (1995), que apresentou resultados muito semelhantes para uma pressão ambiente próxima ao vácuo.

### 4.2 Distribuição de temperatura na câmara de empuxo

A distribuição de temperatura para a câmara de combustão e bocal está apresentada na Figura 6.

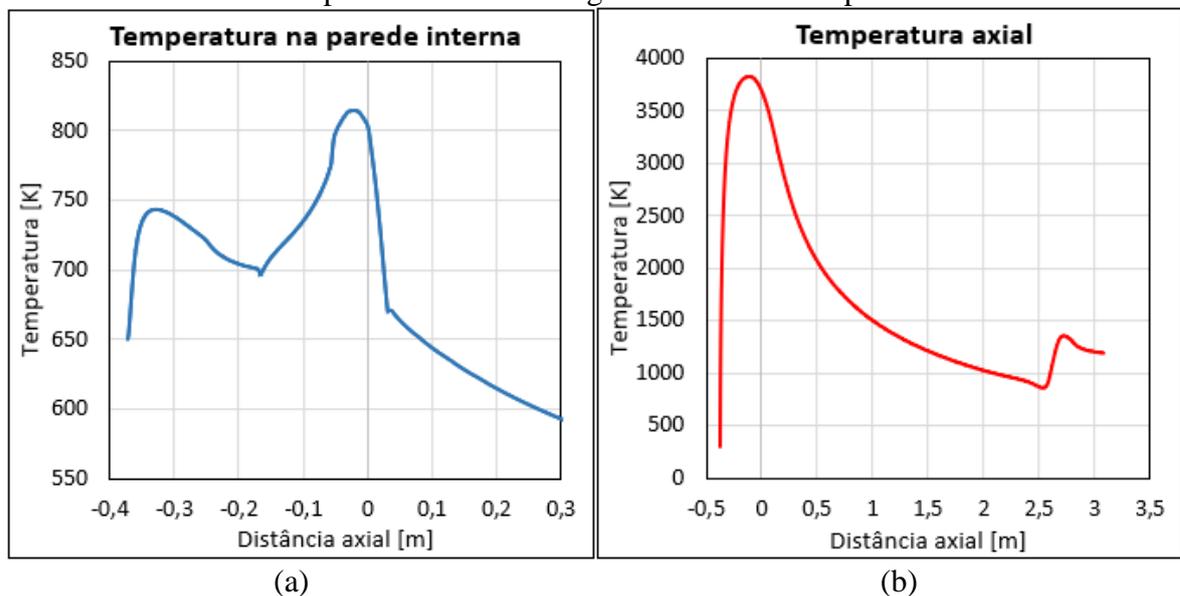
Figura 6 – Distribuição da temperatura na câmara de empuxo do motor.



A partir da distribuição apresentada acima verifica-se que as temperaturas na câmara de combustão chegam a até 3988 K, e diminuem progressivamente após a garganta do bocal, atingindo uma média de 1270 K na saída do domínio. Além disso, é possível observar que, na região onde as ondas de choque se encontram no bocal, ocorre um aumento da temperatura, associado com a redução do número de Mach comentado na seção 4.1.

Como foram desconsiderados os efeitos de reação em cadeia do  $H_2$  e  $O_2$ , as temperaturas na câmara de combustão estão com valores até 10% acima dos resultados obtidos pela Rocketdyne (1998). Apesar disso, a distribuição de temperatura na parede interna desta região apresenta um comportamento semelhante ao apresentado pela NASA (1983) para uma maior potência do motor, podendo ser observada na Figura 7(a):

Figura 7 – (a) Temperaturas na parede interna da câmara de combustão; (b) Variação da temperatura axial ao longo da câmara de empuxo.

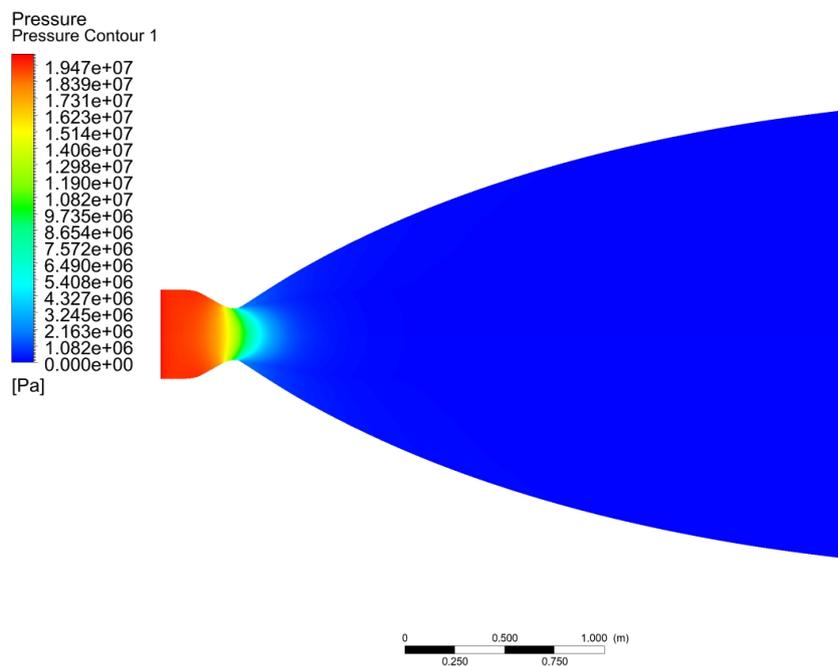


Na Figura 7(a), observa-se uma temperatura máxima na parede interna da câmara de combustão de 815,1 K próximo à garganta, sendo apenas 0,52% maior que a temperatura na apresentação da Rocketdyne (1998). Desta forma, a função de temperaturas na parede externa comentada na seção 3.5 foi uma boa aproximação para a região da câmara de combustão, que é a mais crítica do motor. Através da Figura 7(b), pode-se verificar que as maiores temperaturas da mistura também ocorrem no mesmo local, próximo ao final da região convergente da câmara de empuxo.

### 4.3 Distribuição de pressão na câmara de empuxo

A distribuição de pressão ao longo da câmara de empuxo pode ser observada na Figura 8.

Figura 8 – Distribuição da pressão na câmara de empuxo do motor.



As maiores pressões se encontram na região da câmara de combustão, e à medida que a área aumenta ao longo do bocal, a pressão diminui gradualmente, até atingir o valor médio de 18925 Pa na saída do domínio. Além disso, na seção divergente da câmara de empuxo, a redução na pressão está diretamente associada ao aumento da velocidade do escoamento.

Um dado importante para verificar se ocorrerá a separação do escoamento na saída do bocal e garantir uma maior segurança ao motor é a pressão de saída na parede. Neste trabalho, foi calculado o valor de 33411 Pa, que está de acordo com os requisitos descritos por O'Leary e Beck (1992) para evitar a separação do escoamento na saída da câmara de empuxo.

### 4.4 Força de empuxo

Para a obtenção da força de empuxo resultante do motor RS-25, foram utilizados os valores médios na saída do bocal da pressão estática, massa específica e velocidade. Além disso, após determinada a área da seção na saída do bocal a partir de um diâmetro interno de 2,30 m, calculou-se a vazão mássica nesta região. Por fim, considerou-se uma altitude nominal de 50000 m para a determinação da pressão ambiente, que é uma altitude típica para utilização do

motor RS-25. Utilizando os parâmetros mencionados, calculou-se a força de empuxo por meio da Equação (9), cujo resultado está apresentado na Tabela 1:

Tabela 1 – Parâmetros utilizados para cálculo do empuxo gerado pelo motor RS-25.

Variável	Unidade	Valor
Pressão estática na saída	Pa	18925
Massa específica na saída	kg/m <sup>3</sup>	0,0249
Velocidade na saída	m/s	4409
Pressão ambiente	Pa	79,78
Área na saída	m <sup>2</sup>	4,15
Fluxo mássico na saída	kg/s	455,9
Empuxo gerado pelo motor	MN	<b>2,088</b>

O valor de 2,088 MN encontrado para a força de empuxo gerada para uma potência nominal do motor de 104,5% apresentou um valor 3,8% inferior ao apresentado pela Rocketdyne (1998), de forma que foi obtido um resultado satisfatório tendo-se em vista todas as simplificações realizadas neste trabalho.

## 5. CONCLUSÃO

Este trabalho realizou um estudo numérico preliminar do escoamento dos gases na câmara de empuxo do motor RS-25, apresentando suas características mais importantes e calculando o empuxo gerado. Para isto, foram analisadas as distribuições do número de Mach, temperatura e pressão ao longo do domínio. Apesar da distribuição de temperatura na câmara de combustão, que apresentou valores superestimados devido a simplificações no mecanismo da reação química entre  $H_2$  e  $O_2$ , os principais resultados deste trabalho foram coerentes com o que é observado em resultados reais para este motor.

A comparação do escoamento dos gases de combustão, temperaturas e distribuição de pressão com dados de outros estudos, junto com a verificação da localização das ondas de choque a partir de testes conduzidos pela NASA, evidenciaram um comportamento bem representado pela simulação numérica. Porém, para uma investigação mais detalhada dos fenômenos complexos presentes na câmara de empuxo, devem ser empregadas condições de contorno e modelos mais realistas, de forma a obter resultados mais precisos. Além disso, verificou-se que as simplificações conduzidas e metodologias implementadas ao longo do trabalho auxiliaram significativamente na convergência e velocidade de solução do problema, visto que este trata de um escoamento complexo que demandou alta capacidade de processamento para resolução.

Para trabalhos futuros, com o objetivo de garantir temperaturas mais próximas dos valores reais, recomenda-se a implementação de uma reação de combustão mais completa, que envolve múltiplas etapas, como por exemplo o modelo descrito por Saxena e Williams (2006). Além disso, um próximo passo na simulação numérica seria a implementação dos sistemas de resfriamento da câmara de combustão e bocal na simulação, visto que os dados de entrada nestes sistemas são mais precisos que para a parede externa. Em projetos de otimização, esta representação seria de grande auxílio na determinação das condições de contorno.

## REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

AL KADY, Mohamed; FAROUK, Owis. **Numerical Simulation of Nozzle Flow with Chemical Equilibrium**. ARPN Journal of Engineering and Applied Sciences, [s.l.], v. 8, 2013.

ANSYS, Inc. **ANSYS Fluent User's Guide**. SAS IP, Inc., 2013. 2620 p.

ANSYS, Inc. **ANSYS Fluent Theory Guide**. SAS IP, Inc., 2013. 780 p.

CONSALVI, J.L. et al. **Assessment of engineering gas radiative property models in high pressure turbulent jet diffusion flames**. Journal of Quantitative Spectroscopy and Radiative Transfer, [s.l.], v. 253, 2020.

HILL, Philip G.; PETERSON, Carl R. **Mechanics and Thermodynamics of Propulsion**. 2<sup>nd</sup> Edition. [s.l.]: Pearson Education, 1992, 754 p.

MAGNUSSEN, B.F.; HJERTAGER, B.H. **On mathematical modeling of turbulent combustion with special emphasis on soot formation and combustion**. Symposium (International) on Combustion, [s.l.], v. 16, n. 1, p. 719-729, 1977.

MENTER, F.R. **Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications**. AIAA Journal, [s.l.], v. 32(8), p. 1598–1605, 1994.

MODEST, Michael F. **Radiative Heat Transfer**. 2<sup>nd</sup> Edition. [s.l.]: Elsevier Science, 2003, 822 p.

NARAGHI, Mohammad et al. **Modeling of Radiation Heat Transfer in Liquid Rocket Engines**. AIAA 2005-3935, 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2005.

National Aeronautics and Space Administration. **Wall temperature distribution calculation for a rocket nozzle contour**. NASA, 1972. Disponível em:  
< <https://ntrs.nasa.gov/citations/19720023123> >

National Aeronautics and Space Administration. **SSME main combustion chamber life prediction**. NASA, 1983. Disponível em:  
< <https://ntrs.nasa.gov/citations/19830027830> >

National Aeronautics and Space Administration. **SSME thrust chamber simulation using Navier-Stokes equations**. NASA, 1984. Disponível em:  
< <https://ntrs.nasa.gov/citations/19850010707> >

National Aeronautics and Space Administration. **Fluctuating Pressure Analysis of a 2-D SSME Nozzle Air Flow Test**. NASA, 1995. Disponível em:  
< <https://ntrs.nasa.gov/citations/19960029257> >

National Aeronautics and Space Administration. **Mechanical and Thermal Properties of Two Cu-Cr-Nb Alloys and NARloy-Z**. NASA, 1996. Disponível em:  
< <https://ntrs.nasa.gov/citations/19970002915> >

National Aeronautics and Space Administration. **Main Propulsion System (MPS)**. NASA, 1998.

O'LEARY, R. A.; BECK, J.E. **Nozzle design**. Pratt & Whitney Rocketdyne's Engineering Journal of Power Technology, [s.l], 1992.

RAO, G.V.R. **Exhaust Nozzle Contour for Optimum Thrust**. Journal of Jet Propulsion, [s.l], v. 28, n. 6, p. 377-382, 1958.

Rocketdyne Propulsion & Power. **Space Shuttle Main Engine Orientation**. Rocketdyne, 1998.

SAGOL, Ece; REGGIO, Marcelo; ILINCA, Adrian. **Assessment of Two-Equation Turbulence Models and Validation of the Performance Characteristics of an Experimental Wind Turbine by CFD**. International Scholarly Research Notices, [s.l], v. 2012, 2012.

SAXENA, Priyank; WILLIAMS, Forman A. **Testing a small detailed chemical-kinetic mechanism for the combustion of hydrogen and carbon monoxide**. Combustion and Flame, [s.l], v. 145, Issues 1-2, p. 316-323, 2006.

SUTTON, George P.; BIBLARZ, Oscar. **Rocket Propulsion Elements**. 7<sup>th</sup> Edition. [s.l]: John Willey & Sons, 2001, 751 p.

WANG, Ten-See; CHEN, Yen-Sen. **Unified Navier-Stokes Flowfield and Performance Analysis of Liquid Rocket Engines**. Journal of Propulsion and Power, [s.l], v. 9, n. 5, 1993.

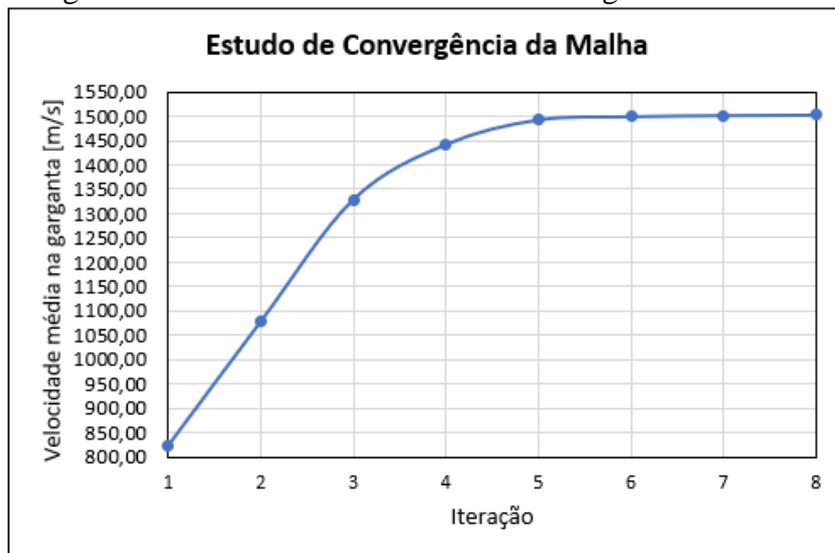
## APÊNDICE A

O estudo de convergência da malha numérica foi realizado por meio da variação do número de nós e elementos. Para isto, a cada iteração aumentou-se por 30 o número de divisões na primeira aresta da geometria, que começou em 50. Além disso, foi mantida a proporção entre as divisões para cada aresta em todas as iterações. O estudo foi realizado para a velocidade média na garganta da câmara de empuxo e está apresentado abaixo.

Tabela A.1 – Dados do estudo de convergência da malha.

Iteração	Nós	Elementos	Velocidade média na garganta [m/s]	Varição [%]
1	16575	16200	823,46	-
2	42039	41440	1078,34	31,0
3	78921	78100	1329,10	23,3
4	127041	126000	1442,20	8,5
5	187587	186320	1492,74	3,5
6	259089	257600	1499,42	0,4
7	342573	340860	1501,77	0,2
8	437175	435240	1502,58	0,1

Figura A.1 – Resultado do estudo de convergência da malha.

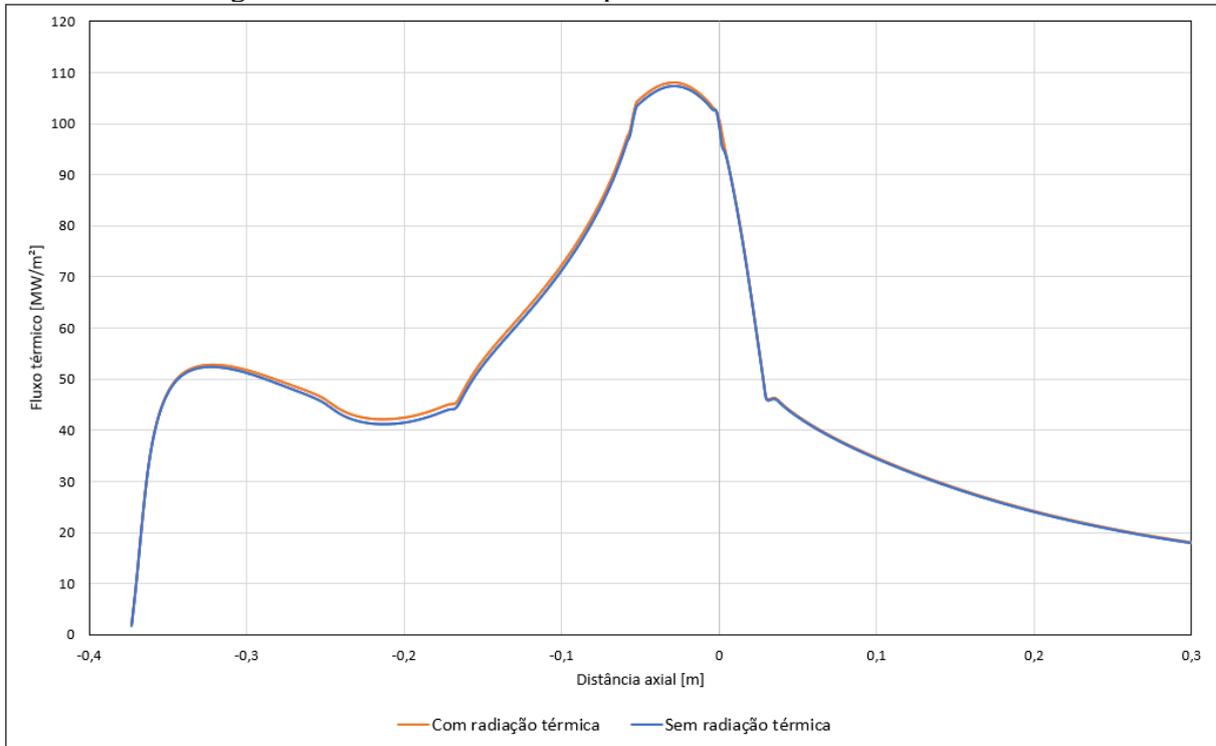


Como começou a se verificar uma variação desprezível nos resultados a partir da iteração 7, esta foi a malha utilizada para a resolução do problema.

## APÊNDICE B

Este apêndice apresenta o efeito da radiação térmica na solução do escoamento na câmara de empuxo. Na Figura A.2 é possível observar a diferença no fluxo térmico na parede como consequência da implementação da radiação térmica no problema.

Figura A.2 – Fluxo térmico na parede da câmara de combustão.



Com o incremento da radiação térmica, observa-se o aumento médio de 1,5% do fluxo térmico na câmara de combustão. Comparando com o resultado obtido por Naraghi et al. (2005), que chegou a um aumento médio de aproximadamente 3%, verificou-se uma influência levemente reduzida da radiação térmica no presente estudo. Este é um ponto a ser explorado em trabalhos futuros, bem como o efeito da radiação térmica na distribuição de temperatura na parede.