



Universidade Federal do Maranhão - UFMA
Centro de Ciências Exatas e Tecnologia - CCET
Engenharia Aeroespacial

Júlio César Rodrigues Machado

Projeto Preliminar de Motor-Foguete de 22 N de
Empuxo para Sistemas de Controle de Reação

São Luís-MA

2023

Júlio César Rodrigues Machado

Projeto Preliminar de Motor-Foguete de 22 N de
Empuxo para Sistemas de Controle de Reação

Trabalho de Conclusão de Curso (TCC) apresentado como requisito para obtenção do título de Bacharel em Engenharia Aeroespacial, pela Universidade Federal do Maranhão (UFMA), Campus Dom Delgado, São Luís-MA.

Orientador:

Prof^ª Dr. OSWALDO BARBOSA LOUREDA.

Coorientador:

Prof^ª Dr. CLAUDIUS FRANZ WEHMANN.

São Luís-MA

2023

Ficha gerada por meio do SIGAA/Biblioteca com dados fornecidos pelo(a) autor(a).
Diretoria Integrada de Bibliotecas/UFMA

Rodrigues Machado, Júlio César.

PROJETO PRELIMINAR DE MOTOR-FOGUETE DE 22 N DE EMPUXO
PARA SISTEMAS DE CONTROLE DE REAÇÃO / Júlio César

Rodrigues Machado. - 2023.

108 f.

Coorientador(a): Claus Franz Wehmann.

Orientador(a): Oswaldo Barbosa Loureda.

Curso de Engenharia Aeroespacial, Universidade Federal
do Maranhão, São Luís - MA, 2023.

1. Injetores. 2. Método das características. 3.
Motor-foguete. 4. Propelente Líquido. 5. Sistema de
Controle de Reação. I. Loureda, Oswaldo Barbosa. II.
Wehmann, Claus Franz. III. Título.

JÚLIO CÉSAR RODRIGUES MACHADO

PROJETO PRELIMINAR DE MOTOR-FOGUETE DE 22 N DE
EMPUXO PARA SISTEMAS DE CONTROLE DE REAÇÃO

Trabalho de Conclusão de Curso (TCC) apresentado como requisito para obtenção do título de Bacharel em Engenharia Aeroespacial, pela Universidade Federal do Maranhão (UFMA), Campus Dom Delgado, São Luís-MA.

Aprovada em: 22 de dezembro de 2023

BANCA EXAMINADORA



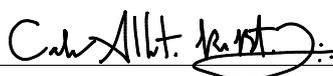
Prof. Dr. Oswaldo Barbosa Loureda (Orientador)
Universidade Federal do Maranhão (UFMA)



Prof. Dr. Claus Franz Wehmann (Coorientador)
Universidade Federal do Ceará (UFC)



Prof. Dr. Jorge Bertoldo Junior
Universidade Federal do Maranhão (UFMA)



Prof. Dr. Carlos Alberto Rios Brito Junior
Universidade Federal do Maranhão (UFMA)

Este trabalho é dedicado a Deus, aos meus pais e a todos os meus familiares, professores e amigos que me apoiaram ao longo desta jornada.

*“Somos o que repetidamente fazemos. A excelência, portanto, não é um ato, mas um hábito.”
(Aristóteles)*

Resumo

Este trabalho apresenta o relatório do projeto preliminar de um motor-foguete a propelente líquido de 22 N de empuxo baseado no primeiro protótipo do motor-foguete Acrux L22N RCS. O motor-foguete foi concebido para ser utilizado em sistemas de controle de reação de foguetes e satélites. O objetivo do trabalho foi definir o par propelente a ser utilizado no motor e, a partir de um dimensionamento inicial do motor, otimizar a geometria interna, a geometria tridimensional de maneira geral, e realizar o cálculo dos injetores. Para isso, foi utilizada uma ampla gama de conhecimentos aplicados a ciência de motores-foguete, tendo sido desenvolvidas duas bibliotecas utilizando a linguagem Python, que auxiliaram na análise de propelente e cálculo das geometrias internas. Como ferramenta de avaliação, foram utilizadas simulações computacionais e métricas disponíveis na literatura especializada. Como resultado, foi obtido o par propelente óxido nítrico - nitrometano, diâmetros de injetores com valores coerentes e conforme a literatura, e em relação à geometria, o trabalho mostrou que a tubeira construída utilizando o método das características tem de fato uma eficiência superior a outros métodos, como o das aproximações parabólicas do primeiro dimensionamento, o que com as outras otimizações realizadas, ajudou a alcançar uma geometria tridimensional mais leve, um empuxo mais próximo do teórico, e uma taxa empuxo-peso superior.

Palavras-chave: Motor-foguete; Propelente Líquido; Sistema de Controle de Reação; Método das características; Injetores.

Abstract

This final paper presents the preliminary design report of a 22 N thrust liquid propellant rocket engine based on the first prototype of the Acrux L22N RCS rocket engine. The rocket engine was designed for use in rocket and satellite reaction control systems. The objective of the final paper was to define the propellant pair to be used in the engine and, based on an initial design of the engine, optimize the internal geometry, the three-dimensional geometry, and carry out the calculation of the injectors. For this, a wide range of knowledge applied to rocket science was used, and two libraries were developed using the Python language, which helped in propellant analysis and calculation of internal geometries. As an evaluation tool, computational simulations and metrics available in specialized literature were used. As a result, the nitrous oxide - nitro methane propellant pair was obtained, as well the injector diameters with coherent values and in accordance with the literature, and about the geometry, the paper showed that the nozzle built using the method of characteristics actually has a higher efficiency than others methods, such as the parabolic approximations of the first design, which with the other optimizations carried out, helped to achieve a lighter three-dimensional geometry, a thrust closer to the theoretical one, and a higher thrust-to-weight ratio.

Keywords:: Liquid Rocket engine; Liquid Propellant; Reaction Control System; Method of Characteristics; Injectors.

Lista de abreviaturas e siglas

GPS: Global Positioning System

MECB: Missão Espacial Completa Brasileira

INPE: Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais

CLA: Centro de Lançamento de Alcântara

PESE: Programa Estratégico de Sistemas Espaciais

PNAE: Programa Nacional de Atividades Espaciais

FAB: Força Área Brasileira

FINEP: Empresa Financiadora de Estudos e Projetos

MFPL: Motor-foguete a Propelente Líquido

RCS: Reaction Control System

DFM: Design for Manufacturing

RPA: Rocket Propulsion Analysis

MOC: Method of Characteristics

MPA: Método das Aproximações Parabólicas

NIST: National Institute of Standards and Technology

CEA: Chemical Equilibrium with Applications

NASA: National Aeronautics and Space Administration

CEApy: Chemical Equilibrium with Applications in Python

LPREpy: Liquid Propulsion Rocket Engines in Python

MFPS: Motor-Foguete a Propelente Sólido

TWR: Thrust-Weight Ratio

2D: Bidimensional

3D: Tridimensional

TRL: Technology Readiness Level

Lista de ilustrações

Figura 2.1 – Desenho 3D inicial do L22N, com a modelagem feita no software (RPA, 2010) e o desenho no software (INVENTOR, 2023). Fonte: Autor. . . .	29
Figura 3.1 – Classificação de sistemas propulsivos. Fonte: autor.	30
Figura 4.1 – Geometria interna da câmara de combustão do plano dos injetores até a seção da garganta, adaptada de (KESSAEV, 1997) e do software RPA. Fonte: autor.	38
Figura 4.2 – Relações das razões A/A_t , P/P_o , T/T_o em função de M . Fonte: Retirado de (SUTTON; BIBLARZ, 2017).	45
Figura 4.3 – A/A_t em função de M para diferentes valores de γ . Fonte: autor. . . .	46
Figura 4.4 – A/A_t , P/P_o e T/T_o em função de M . Fonte: autor.	46
Figura 4.5 – Padrões de onda gerados por uma partícula movendo-se à velocidade U por meio de um fluido em repouso cuja velocidade do som é a . Fonte: Retirado de (WHITE, 2011).	49
Figura 4.6 – Ilustração de linhas características que correm para a esquerda e para a direita. Fonte: Retirado de (ANDERSON, 2021).	49
Figura 4.7 – Ondas de expansão de Prandtl-Meyer. Fonte: Retirado de (ANDERSON, 2021)	50
Figura 4.8 – Perfil construído utilizando MOC. Fonte: Retirado de (ANDERSON, 2021)	51
Figura 4.9 – Perfil construído utilizando MOC com comprimento mínimo. Fonte: Retirado de (ANDERSON, 2021)	52
Figura 4.10 – Fluxograma do algoritmo utilizado para a construção da geometria interna da seção divergente da tubeira do MFPL L22N. Fonte: autor . . .	54
Figura 5.1 – Tipos de injetores. Fonte: adaptado de (HUZEL; HUANG, 1992) e (ITO, 2004)	60
Figura 5.2 – Padrões de atomização em diferentes tipos de injetores. Fonte: adaptado de (ITO, 2004)	61
Figura 5.3 – Modos de distorção e desintegração de escoamento líquidos no plano Reynolds-Weber. Fonte: Adaptado de (SIRIGNANO; MEHRING, 2004)	62
Figura 5.4 – Relação entre R_e e C_D obtida a partir de vários experimentos. Fonte: (LEFEBVRE; MCDONELL, 2017)	62
Figura 5.5 – Relação entre l_o/d_o , R_e e C_D obtida a partir de experimentos. Fonte: (LEFEBVRE; MCDONELL, 2017)	63
Figura 5.6 – Exemplo de folha de atomização. Fonte: Adaptado de (LEFEBVRE; MCDONELL, 2017)	65

Figura 5.7 – Folha de atomização em função da pressão e velocidade de injeção. Fonte: Adaptado de (ANDERSON; LONG; HEISTER, 2004)	66
Figura 5.8 – SMD e velocidade de injeção em função de ΔP , com $d_{o,inj} = 0,3$ mm para o combustível e 0,5 mm para o oxidante. Fonte: Autor.	66
Figura 5.9 – C_D em função de l_o/d_o . Fonte: Adaptado de (LEFEBVRE; MCDO- NELL, 2017).	67
Figura 5.10 – Ângulo de inclinação dos jatos e distância do ponto de impacto. Fonte: Adaptado de (ANDERSON; LONG; HEISTER, 2004).	69
Figura 6.1 – $I_{sp,T}$ em função da k_{mr} e ϵ_{aeat} para o par Etanol/Óxido Nitroso. Fonte: autor.	72
Figura 6.2 – $I_{sp,T}$ em função da k_{mr} e ϵ_{aeat} para o par Nitrometano/Óxido Nitroso. Fonte: autor.	72
Figura 6.3 – $I_{sp,T}$ em função da k_{mr} com $\epsilon_{aeat} = 200$, do Nitrometano+N2O e Eta- nol+N2O. Fonte: autor.	73
Figura 6.4 – I_d em função da k_{mr} com $\epsilon_{aeat} = 200$, do Nitrometano+N2O e Eta- nol+N2O. Fonte: autor.	74
Figura 6.5 – Comparação do contorno interno da câmara de combustão — Kessaev x RPA. Fonte: autor.	75
Figura 6.6 – Geometria Interna da seção divergente do <i>nozzle</i> para diferentes valores de γ . Fonte: autor	76
Figura 6.7 – Geometria Interna das seções divergentes da tubeira do L22N, cons- truídas utilizando o MOC e MAP. Fonte: autor	77
Figura 6.8 – Três geometrias internas construídas para análise, as quais são Kessaev- MOC, RPA-MAP, RPA-MOC. Fonte: autor	78
Figura 6.9 – Três geometrias internas construídas para análise sobrepostas para efeito de comparação de geometria. Fonte: autor	78
Figura 6.10 – Qualidade ortogonal da malha utilizada na simulação de escoamento no perfil Kessaev-MOC. Fonte: autor	80
Figura 6.11 – Resíduos da simulação de escoamento no perfil Kessaev-MOC. Fonte: autor	80
Figura 6.12 – Número de Mach da simulação de escoamento no perfil Kessaev-MOC. Fonte: autor	81
Figura 6.13 – Pressão estática da simulação de escoamento no perfil Kessaev-MOC. Fonte: autor	81
Figura 6.14 – Temperatura estática da simulação de escoamento no perfil Kessaev- MOC. Fonte: autor	81
Figura 6.15 – Temperatura, Mach e pressão ao longo do eixo de simetria da simulação de escoamento no perfil Kessaev-MOC. Fonte: autor	82

Figura 6.16–Comparação das curvas de pressão e temperatura simulados com as curvas teóricas da simulação de escoamento no perfil Kessaev-MOC. Fonte: autor	82
Figura 6.17–Qualidade ortogonal da malha utilizada na simulação de escoamento no perfil RPA-MAP. Fonte: autor	83
Figura 6.18–Resíduos da simulação de escoamento no perfil RPA-MAP. Fonte: autor	84
Figura 6.19–Número de Mach da simulação de escoamento no perfil RPA-MAP. Fonte: autor	84
Figura 6.20–Pressão estática da simulação de escoamento no perfil RPA-MAP. Fonte: autor	85
Figura 6.21–Temperatura estática da simulação de escoamento no perfil RPA-MAP. Fonte: autor	85
Figura 6.22–Temperatura, Mach e pressão ao longo do eixo de simetria da simulação de escoamento no perfil RAP-MAP. Fonte: autor	86
Figura 6.23–Comparação das curvas de pressão e temperatura simulados com as curvas teóricas da simulação de escoamento no perfil RPA-MAP. Fonte: autor	86
Figura 6.24–Qualidade ortogonal da malha utilizada na simulação de escoamento no perfil RPA-MOC. Fonte: autor	87
Figura 6.25–Resíduos da simulação de escoamento no perfil RPA-MOC. Fonte: autor	88
Figura 6.26–Número de Mach da simulação de escoamento no perfil RPA-MOC. Fonte: autor	88
Figura 6.27–Pressão estática da simulação de escoamento no perfil RPA-MOC. Fonte: autor	89
Figura 6.28–Temperatura estática da simulação de escoamento no perfil RPA-MOC. Fonte: autor	89
Figura 6.29–Temperatura, Mach e pressão ao longo do eixo de simetria da simulação de escoamento no perfil RAP-MOC. Fonte: autor	90
Figura 6.30–Comparação das curvas de pressão e temperatura simulados com as curvas teóricas da simulação de escoamento no perfil RPA-MOC. Fonte: autor	90
Figura 6.31– $d_{o,inj}$ em função de C_D para o combustível e o oxidante. Fonte: Autor.	94
Figura 6.32– C_D em função de Re para vários valores de queda de pressão. Fonte: Adaptado de (LEFEBVRE; MCDONELL, 2017).	95
Figura 6.33–Vista lateral da configuração geométrica dos injetores na câmara de combustão, apresentando alguns parâmetros calculados como a d_{imp} e θ_{imp} . Fonte: Autor.	95
Figura 6.34–Vista frontal da configuração geométrica dos injetores na câmara de combustão. Fonte: Autor.	96

Figura 6.35–Ilustração 3D no (INVENTOR, 2023) dos injetores dimensionados. Fonte: Autor.	97
Figura 6.36–Simulação de análise estrutural aplicando 22 N de força na câmara de combustão, com o prato de apoio sendo a restrição fixa. Fonte: Autor.	98
Figura 6.37–Geometria otimizada do L22N desenhada no (INVENTOR, 2023), mais leve e utilizando o MOC na tubeira. Fonte: Autor.	99
Figura 6.38–Comparação das geometrias. Vista lateral. Fonte: Autor.	100
Figura 6.39–Comparação das geometrias. Vista lateral oposta. Fonte: Autor.	100
Figura 6.40–Comparação das geometrias. Vista isométrica. Fonte: Autor.	100
Figura 6.41–Comparação das geometrias. Vista isométrica refletida. Fonte: Autor.	101
Figura 6.42–Comparação das geometrias. Vista isométrica oposta. Fonte: Autor.	101
Figura 6.43–Comparação das geometrias. Vista isométrica oposta refletida. Fonte: Autor.	101
Figura 7.1 – Fases do TRL (<i>Technology Readiness Levels</i> . Fonte: (NASA, 2007).	103

Lista de tabelas

Tabela 2.1 – Propriedades da liga de níquel Inconel-718. Fontes: (MATWEB, 2023) e (EOS, 2023b).	28
Tabela 4.1 – Valores estimados de κ_r . Fonte: (KESSAEV, 1997).	42
Tabela 4.2 – Alguns parâmetros utilizados nas simulações 2D de escoamento do L22N. Fonte: autor	56
Tabela 4.3 – Propriedades retiradas do CEAPy do gás produto de combustão utilizado na simulação. Fonte: autor	57
Tabela 4.4 – Principais condições de contorno utilizadas na simulação. Fonte: autor	57
Tabela 5.1 – Intervalos de Re e l_o/d_o para as relações de estimação de C_D utilizadas. Fonte: Adaptado de (LEFEBVRE; MCDONELL, 2017).	68
Tabela 6.1 – Parâmetros de desempenho do L22. Fonte: autor.	74
Tabela 6.2 – Parâmetros do contorno interno da câmara. Fonte: autor.	75
Tabela 6.3 – Condições de contorno utilizadas na construção da geometria interna da seção divergente da tubeira do L22N. Fonte: autor.	76
Tabela 6.4 – P_{sep} e M_{sep} para o vácuo e pressão ambiente ao nível do mar. Fonte: autor.	79
Tabela 6.5 – Principais configurações da malha. Fonte: autor	92
Tabela 6.6 – Principais configurações da malha. Fonte: autor	92
Tabela 6.7 – Valores de massa das geometrias internas calculadas. Fonte: autor	92
Tabela 6.8 – Propriedades dos propelentes. Fonte: Autor.	92
Tabela 6.9 – Alguns parâmetros de projeto no L22N, calculados utilizando a (LPREPY, 2022) e o (PONOMARENKO, 2010). Fonte: Autor.	93
Tabela 6.10–Resultado dos valores de C_D calculados para o combustível. Fonte: Autor.	93
Tabela 6.11–Resultado dos valores de C_D calculados para o oxidante. Fonte: Autor.	94
Tabela 6.12–Resultado do dimensionamento dos injetores. Fonte: Adaptado de (ANDERSON; LONG; HEISTER, 2004).	96
Tabela 6.13–Avaliação de desempenho (TWR) dos motores dimensionados utilizando técnicas diferentes. Fonte: Autor.	99
Tabela 6.14–Principais medidas comuns a ambas as geometrias. Fonte: Autor.	99

Lista de Símbolos

χ	Fator de velocidade da gota injetada adimensional.
χ_o	Fator de velocidade da gota injeta adimensional no plano dos injetores.
ΔP	Queda de pressão.
ΔV_c	Volume da seção cilíndrica da geometria interna da câmara de combustão.
\dot{m}_f	Fluxo de massa de combustível.
\dot{m}_o	Fluxo de massa do oxidante.
\dot{m}	Fluxo de massa.
\dot{w}	Fluxo de peso específico.
ϵ_{acat}	Taxa de contração da câmara para garganta.
ϵ_{aeat}	Taxa de expansão da área da seção transversal na seção divergente do <i>nozzle</i> .
γ	Taxa de calores específicos.
κ_r	Relação de raios da geometria interna da câmara de combustão.
μ	Viscosidade dinâmica de um fluido.
μ	Ângulo de Mach.
ν_L	Viscosidade cinemática do propelente líquido.
$\omega_{prtl}(M)$	Função de Prandtl-Meyer
ϕ_c	Coefficiente de eficiência energética da combustão.
ϕ_s	Coefficiente de eficiência energética do motor foguete.
ϕ_{tub}	Coefficiente de eficiência da tubeira.
ρ	Massa específica.
ρ_c	Massa específica do gás produto da combustão.
ρ_f	Massa específica do combustível.
ρ_o	Massa específica de estagnação.

ρ_p	Massa específica do propelente.
ρ_{bulk}	Gravidade específica do propelente.
ρ_{ox}	Massa específica do oxidante.
σ	Tensão superficial.
θ	Ângulo de deflexão do escoamento.
θ_{max}	Ângulo de deflexão máximo do escoamento na seção divergente no <i>nozzle</i>
ξ^*	Fator de distância axial adimensional quando a gota injetada já desapareceu completamente.
a	Velocidade do som.
A_c	Área da seção transversal da câmara de combustão.
A_e	Área da seção transversal de saída da tubeira.
A_t	Área da seção transversal da garganta.
A_{inj}	Área da seção transversal do injetor do propelente.
$A_{molhada}$	Área molhada
B_p	Número de transferência de Spalding.
c_p	Calor específico a pressão constante.
c_v	Calor específico a volume constante.
$C_{D,asih}$	C_D pela equação de Asihmin.
$C_{D,lich}$	C_D pela equação de Lichtarowicz.
$C_{D,max,lich}$	C_D máximo pela equação de Lichtarowicz.
$C_{D,max,naka}$	C_D máximo pela equação de Nakayama.
$C_{D,naka}$	C_D pela equação de Nakayama.
C_{fR}	Coefficiente de empuxo estimado.
$C_{fT,max}$	Máximo coeficiente de empuxo teórico.
$C_{fT,v}$	Coefficiente de empuxo teórico no vácuo.
C_{fT}	Coefficiente de empuxo teórico.

$c_{p,p}$	Calor específico médio dos gás produto da combustão.
d_c	Diâmetro da câmara de combustão.
d_e	Diâmetro de saída da tubeira.
d_t	Diâmetro da garganta.
$d_{o,inj}$	diâmetro do injetor plano de orifício circular.
E_{rel}	Erro relativo.
F	Força de empuxo.
F_T	Empuxo nominal teórico.
G	Fluxo total de propelente por unidade de área transversal da câmara de combustão.
g_o	Aceleração da gravidade no nível do mar
H	Comprimento do segmento do raio R_2 .
h	Comprimento do segmento do raio R_1 .
$H_{diameter}$	Diâmetro molhado
I_d	Impulso de densidade específica.
$I_{sp,R}$	Impulso específico estimado.
$I_{sp,T}$	Impulso específico teórico.
k_{equi}	Razão de equivalência.
k_{est}	Razão de mistura estequiométrica
k_{mr}	Razão de mistura teórica global do propelente.
k_{opt}	Razão de mistura optima do propelente.
L^*	Comprimento característico.
L_c	Comprimento total da geometria interna da câmara de combustão.
l_k	Razão entre V_c e A_c .
l_o	comprimento
L_{cil}	Comprimento cilíndrico da geometria interna da câmara de combustão.
L_{conv}	Comprimento do convergente.

M	Número de Mach.
m_g	Massa do gás.
M_{ex}	Número de Mach na seção de saída do <i>nozzle</i> .
M_{mfpl}	Massa total do MFPL.
M_{mol}	Massa molecular do gás
M_{sep}	Número de Mach onde ocorre a separação de fluxo.
O_h	Número de Ohnesorge
P_a	Pressão ambiente.
P_c	Pressão da câmara de combustão.
P_e	Pressão de saída.
P_o	Pressão de estagnação.
P_{rtl}	Número de Prandtl.
P_{sep}	Pressão de separação de fluxo.
R	Constante do gás
R^*	Constante universal dos gases perfeitos
R_1	Raio do convergente entre a garganta e R_2 .
R_2	Raio do convergente entre R_1 e L_{conv} .
Re	Número de Reynolds de um fluido.
S_d	Fator de arrasto adimensional do gás produto da combustão.
SMD	Diâmetro médio de Sauter.
t_π	Tempo de permanência.
t_i	tempo necessário para ignição.
T_o	Temperatura de estagnação.
T_{comb}	Temperatura do gás produto da combustão.
T_{ebu}	Temperatura de ebulição do propelente.
TWR	Taxa empuxo-peso do MFPL.

v	Velocidade do escoamento.
V_c	Volume da câmara de combustão.
v_e	Velocidade de saída dos gases de exaustão.
v_g	Velocidade da gota injetada.
v_{inj}	Velocidade de injeção do propelente na câmara de combustão
$V_{molhado}$	Volume molhado
W_e	Número de Weber
y	Segmento entre o eixo de revolução da geometria interna da câmara e a junção de R_1 e R_2 .
y^*	Razão entre $2 \cdot y$ e d_t .
c^*_R	Velocidade característica estimada.
c^*_T	Velocidade característica teórica.

Sumário

	Lista de ilustrações	10
	Lista de tabelas	14
	Sumário	20
1	INTRODUÇÃO	23
1.1	Motivação e Contexto Histórico	23
1.2	FINEP e a Empresa Acrux A.T.	24
1.3	Objetivo	25
1.3.1	Objetivo Geral	25
1.3.2	Objetivos Específicos	25
2	ASPECTOS GERAIS DO L22N	26
2.1	Descrição do L22N e do Projeto Preliminar	26
2.2	O RCS do L22N	26
2.3	Principais Características do L22N	27
2.3.1	Sistema de Ignição	27
2.3.2	Sensores e Atuadores	28
2.3.3	Geometria, Material e Método de Fabricação	28
3	DEFINIÇÃO DO PROPELENTE	30
3.1	Classificação de Propelentes	30
3.2	Metodologia de Seleção dos Propelentes para Avaliação	31
3.3	Embasamento Teórico para a Análise e Comparação de Propelentes	32
3.4	Programas Computacionais de Análise e Otimização	34
3.5	Metodologia de Comparação dos Propelentes Selecionados	35
3.6	Metodologia de Cálculo das Eficiências	36
4	GEOMETRIA INTERNA DO L22N	38
4.1	Metodologia de Cálculo da Geometria Interna da Câmara de Combustão	38
4.2	Metodologia de Construção da Geometria Interna da Seção Divergente da Tubeira	42
4.2.1	Escoamento Compressível Quase Unidimensional	42
4.2.2	Embasamento Teórico para o Cálculo da Seção Divergente da Tubeira	43

4.2.3	O Método das Características — MOC	47
4.2.4	Metodologia de Cálculo da Seção Divergente do L22N	52
4.3	Metodologia de Cálculo da Geometria Interna Completa do L22N	55
4.4	Simulação de Escoamento 2D na Geometria Interna do L22N . . .	56
4.4.1	Configurações da Simulação	56
4.4.2	Metodologia de Análise e Escolha da Geometria Interna do L22N . . .	57
4.5	Metodologia de Estimação da Melhor Geometria Tridimensional do L22N	58
5	DIMENSIONAMENTO DOS INJETORES	59
5.1	Introdução	59
5.1.1	Escolha do Tipo de injetor Utilizado no L22N	59
5.1.2	Injetores de Colisão de Jatos	60
5.1.3	Cabeçote de Injeção	64
5.2	Metodologia de Análise e Dimensionamento dos Injetores de Colisão de Jatos	64
6	RESULTADOS	70
6.1	Escolha e Análise dos Propelentes	70
6.1.1	Propelentes Selecionados	70
6.1.2	Resultados das Comparações das Misturas Selecionadas	71
6.1.3	Parâmetros de Desempenho Estimados	74
6.2	Resultados do Dimensionamento das Geometrias Internas Avaliadas para o L22N	75
6.2.1	Geometria Interna da Câmara de Combustão	75
6.2.2	Geometria Interna da Tubeira	76
6.2.3	Geometria Interna Completa do L22N	77
6.3	Resultados das Simulações de Escoamento 2D das Geometrias Internas Dimensionadas para o L22N	79
6.3.1	Simulação de Escoamento Bidimensional na Geometria Interna Kessaev-MOC	79
6.3.2	Simulação de Escoamento Bidimensional na Geometria Interna RPA-MAP	83
6.3.3	Simulação de Escoamento Bidimensional no Geometria Interna RPA-MOC	87
6.4	Avaliação da Melhor Geometria Interna Para o L22N	91
6.4.1	Comentários Sobre as Simulações de Escoamento 2D na Geometria Interna do L22N	91
6.4.2	Definição da Melhor Geometria Interna	91
6.5	Injetores	92

6.6	Modificação da Geometria Tridimensional do L22N	97
6.7	Avaliação da Melhor Geometria Tridimensional	97
7	CONCLUSÃO	102
7.1	Trabalhos Futuros	103
	REFERÊNCIAS	104

1 Introdução

1.1 Motivação e Contexto Histórico

O domínio completo do acesso ao espaço e a execução de atividades nesse ambiente é fundamental para a soberania e desenvolvimento socioeconômico de um país. No mundo contemporâneo, o ambiente espacial está envolvido direta ou indiretamente em quase todos os aspectos da atividade humana, por ser através dos satélites que diversos tipos de sistemas nacionais e globais funcionam, tais como sistemas de sincronização, navegação, meteorológicos, financeiros, militares e de comunicação. A título de exemplo, segundo (O'CONNOR et al., 2019), se o GPS (Global Positioning System) ficasse inoperante, as perdas poderiam chegar a mais de um bilhão de dólares diariamente. Devido a questões como essa, muitos países se esforçam para dominar o ambiente espacial próximo, seja para autodesenvolvimento, ou para alcançar soberania espacial. Esse também é o caso do Brasil, o qual há décadas vem tentando dominar completamente o ambiente espacial e suas tecnologias.

Buscando ter o completo domínio do espaço, o Brasil iniciou suas atividades espaciais ainda na década de 50 (PALMERIO, 2017), com lançamentos de foguetes de sondagem. Com o avanço das atividades, no final da década de 70 foi criada a missão espacial completa brasileira (MECB). A iniciativa brasileira visou colocar um satélite de fabricação nacional em órbita, utilizando para isso um veículo lançador de satélites nacional, a partir de um centro de lançamento também brasileiro. Durante a existência da missão, o Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE) começou a construir os seus primeiros satélites, e no Estado do Maranhão foi criado o Centro de Lançamento de Alcântara (CLA) na década de 80.

Apesar do fim da MECB, os objetivos continuaram os mesmos. Hoje o Brasil possui capacidade de produção nacional de satélites, construídos principalmente no INPE, em parceria com empresas nacionais e estrangeiras. Possui também o reconhecido Centro de Lançamento de Alcântara para lançamento de foguetes, e embora ainda não tenha um veículo lançador nacional, tem domínio na área de propulsão sólida e foguetes de sondagem, mas ainda precisa dominar completamente a área de propulsão líquida. O domínio completo do desenvolvimento e produção de sistemas propulsivos líquidos, é um dos grandes obstáculos técnicos atuais para a obtenção do veículo lançador brasileiro e outros engenhos complexos como satélites de grande porte.

O Estado brasileiro ao longo dos anos vem tentando superar tais problemas por meio de iniciativas como o Programa Estratégico de Sistemas Espaciais (PESE) e o Programa Nacional de Atividades Espaciais (PNAE). Na prática, tal pesquisa e desenvolvi-

mento acontece através do financiamento de empresas e institutos civis e militares. O desenvolvimento de foguetes fica sob responsabilidade do Instituto de Aeronáutica e Espaço, e o desenvolvimento de satélites fica a cargo do INPE como já mencionado. Os institutos militares relacionados ao desenvolvimento aeroespacial em sua maioria são financiados pela Força Área Brasileira (FAB) e os institutos civis por órgãos e instituições da administração civil.

1.2 FINEP e a Empresa Acrux A.T.

Entres os entes jurídicos civis da administração pública voltados para o investimento em ciência e tecnologia, um dos principais é a Financiadora de Estudos e Projetos (FINEP). A FINEP é uma empresa pública federal, vinculada ao Ministério da Ciência e Tecnologia e Inovação, que financia projetos desde a pesquisa básica até a preparação do produto para o mercado (FINEP, 2022), de modo que ao final do projeto/estudo financiado, o Estado Brasileiro, através de suas empresas tenha domínio completo ou mais avançado de determinada tecnologia.

A Acrux Aerospace Technologies é uma startup do setor aeroespacial e de defesa, fundada em 2008, dentro da Incubaero, incubadora de empresas e projetos, criada pela fundação Casemiro Montenegro Filho para auxiliar no desenvolvimento privado do setor aeroespacial brasileiro. A empresa tem experiência em projeto e desenvolvimento de pequenos foguetes de sondagem e treinamento, balões estratosféricos, veículos aéreos não tripulados e projetos de veículos lançadores, além de outros setores voltados para educação, biônica e energia. Em janeiro de 2021, a startup foi selecionada pela FINEP através da subvenção econômica à inovação 05/2020 para desenvolver propulsores espaciais com ligas de Nióbio, com investimento total de R\$ 775.760,00, prevendo o desenvolvimento de 4 motores-foguete a propelente líquido com até 5 kN de empuxo. Os 3 primeiros propulsores são projetos voltados para sistemas de controle de reação (RCS) de foguetes ou satélites. O quarto motor, de maior capacidade que os anteriores, além de servir para RCS de lançadores e satélites, também pode ser utilizado como propulsor de foguetes ou estágios de foguetes.

Motores-foguete utilizados em sistemas de controle de reação, ou do inglês, reaction control system (RCS), e motores de propulsão de satélites, são os menores propulsores disponíveis. Esses propulsores ajudam ou são totalmente responsáveis pela orientação de veículos durante o voo, ou tem funções de manutenção de um satélite em órbita (ITO, 2004). Eles são praticamente sempre alimentados por sistemas de alimentação por pressão e operam em baixas pressões de câmara (ITO, 2004). Os três primeiros motores, são voltados para satélites e foguetes de pequeno/médio porte (BOAS, 2020), e devem possuir empuxo nominal de 1, 10 e 22 N, respectivamente. O quarto motor deve ter empuxo nominal de 500 N. Os valores de empuxo foram adotados baseados em padrões da indústria,

que segundo (SUTTON; BIBLARZ, 2017) e (HUZEL; HUANG, 1992) variam geralmente de 1 a 50 N para uso em pequenos veículos (BOAS, 2020).

1.3 Objetivo

1.3.1 Objetivo Geral

O presente trabalho aborda o terceiro dos quatro motores-foguete descritos anteriormente, o qual é um motor-foguete a propelente líquido (MFPL) bipropelente de 22 N de empuxo, denominado Acrux L22N RCS, ou apenas L22N. O objetivo geral do trabalho foi realizar o projeto preliminar de um motor-foguete baseado no L22N, tomando como base um desenho inicial do mesmo, apresentado na seção 2.3.3.

O motor desenvolvido tem os mesmos requisitos e características do L22N, e serve como projeto preliminar do mesmo, por isso também foi chamado de L22N. Além disso, o trabalho também teve o objetivo de dar ao autor uma experiência de desenvolvimento teórico mais próxima da realidade, na medida em que o presente trabalho se encaixa em um processo de desenvolvimento real.

1.3.2 Objetivos Específicos

Buscando delimitar claramente o escopo do projeto preliminar, a seguir estão definidos os objetivos específicos do presente trabalho.

- Definição do propelente
- Cálculo do contorno interno da câmara de combustão
- Cálculo do contorno interno da tubeira do MFPL
- Simulação Computacional 2D de escoamento no contorno interno da câmara de combustão e tubeira
- Escolha, análise e cálculo dos injetores
- Dimensionamento Preliminar

Sobre os objetivos específicos, é importante observar que dada a complexidade de um MFPL, o seu processo de modelagem tem caráter iterativo, não havendo ordem clara de cálculo e análise nos itens descritos, já que quase todos as partes do projeto dependem de uma ou várias outras partes, as quais também dependem ou podem depender da parte inicial considerada. Devido a isso, alguns resultados e parâmetros foram utilizados ou apresentados antes de estarem introduzidos no texto, já que se trata de um processo iterativo. No entanto, salvo indicação do contrário, apenas as escolhas e valores finais estão apresentadas no texto.

2 Aspectos Gerais do L22N

2.1 Descrição do L22N e do Projeto Preliminar

O L22N é um motor concebido para uso em sistemas de controle de reação, seja de satélites ou de foguetes, que deve ter o produto final desenvolvido de modo que tenha 22 N de empuxo nominal e desempenho superior à média de desempenho dos RCS disponíveis atualmente no mercado. Embora o L22N seja um projeto adaptável, a sua principal aplicação é em controle de reação de estágios superiores de foguetes lançadores, ou como a aplicação também é denominada, sistema auxiliar de propulsão de foguetes (SUTTON; BIBLARZ, 2017).

O projeto preliminar do L22N utiliza o princípio de Pareto (ROCKCONTENT, 2023), ou seja, foca nos aspectos mais importantes e básicos do desenvolvimento, e também utiliza a metodologia *Design for Manufacturing (DFM)* (WEST, 2023), que busca um produto otimizado a um baixo custo. Tal projeto preliminar consiste em análises e cálculos teóricos do L22N, com a possibilidade de experimentos isolados para entender o comportamento de fenômenos com um custo computacional de simulação inviável, com as próximas fases tratando-se de experimentos mais completos e otimização do projeto com base nos resultados experimentais.

De modo a atender a todos esses requisitos do projeto preliminar, com foco na sua principal aplicação, foi necessário definir com mais clareza em qual configuração de RCS o L22 será usado, além de outros detalhes do projeto, que como são de caráter preliminar podem ser alterados no futuro. No projeto preliminar também estão incluídas análises não apresentadas neste trabalho, como o dimensionamento do sistema de refrigeração regenerativa, análise do sistema de ignição e avaliação do tempo de resposta.

2.2 O RCS do L22N

O controle de atitude em foguetes e satélites, requer aplicar torques em torno dos três eixos (rolagem, guinada e arfagem) que passam pelo centro de massa do vetor. Segundo (HUZEL; HUANG, 1992), esta operação consiste em duas fases principais:

- Rotação do veículo sobre um ângulo em um tempo determinado
- Estabilização do veículo em uma posição definida, em limites de erro aceitáveis.

Considerando o nível energético do veículo (massa, velocidade), a energia necessária para realizar essas manobras pode ser calculada estimando o número de vezes que essas manobras ocorrem (HUZEL; HUANG, 1992). Uma vez que tais parâmetros são estimados,

podem ser calculados outros parâmetros como tipo e quantidade de propelente, pressão do gás pressurizante, tipo de motor, tempo de resposta (*bit reaction*), modo de operação do RCS, entre outros. Em relação ao modo de operação, segundo (HUZEL; HUANG, 1992), os três tipos básicos de um RCS são:

- Liga-Desliga

RCS de múltiplas ignições que opera intermitentemente enquanto for necessário, em seu nível de empuxo nominal.

- Controle Proporcional

O empuxo de operação do RCS variará conforme os sinais de erro.

- Controle de pulsos

RCS que fornece empuxo em uma série contínua de *bits* de impulso reproduzíveis com precisão para garantir a orientação e estabilização do veículo.

O modo de operação do RCS definido foi o proporcional, pois isso permite o uso de uma gama maior de propelentes além dos hipergólicos, e um tempo de reação maior, pois como o empuxo é contínuo, o atraso na ignição pode ser compensado depois. Em relação ao tipo de propelente, a maioria dos RCS utilizam propulsores hipergólicos e leitos catalíticos (SUTTON; BIBLARZ, 2017). Os valores de $I_{sp,T}$ dos propulsores desses RCS ficam no intervalo de 200 a 250 s (HUZEL; HUANG, 1992), (SUTTON; BIBLARZ, 2017), com os valores mais altos obtidos em pesquisa chegando perto de 300 s. De modo a obter um impulso específico superior à média, para análise foram escolhidos propelentes que geralmente são utilizados em motores-foguete de porte maior, sendo o etanol e o nitrometano, avaliados no capítulo 3. Os valores de pressão de câmara variam de 3 a 14 bar esses propulsores segundo (HUZEL; HUANG, 1992), com a P_c do L22N devendo estar dentro desse intervalo.

2.3 Principais Características do L22N

2.3.1 Sistema de Ignição

A definição detalhada do sistema de ignição, assim como avaliação do tempo de resposta (*bit reaction*) do L22N não está no escopo do projeto preliminar. Portanto, seguindo o princípio de Pareto, o sistema de ignição definido para o L22N foi a vela de ignição automotiva, pois embora não tenha a mesma qualidade de sistemas de ignição espaciais, é um dispositivo eficiente, amplamente disponível, satisfatoriamente confiável e de baixo custo. Para o projeto final, diferentes maneiras de acionar o motor-foguete devem ser avaliadas, considerando principalmente baixo custo, confiabilidade e otimização do tempo de resposta.

2.3.2 Sensores e Atuadores

Os sensores do L22N consistem principalmente em um sensor de pressão acoplado a câmara de combustão, outros sensores incluem medidores de fluxo de massa e sensores de pressão ao longo das linhas que alimentam o motor, assim como sensores de temperatura para as linhas e para o motor-foguete. Em relação aos atuadores, os principais são as válvulas solenoides utilizadas na alimentação do motor, assim como outros tipos de válvulas de controle a serem definidas, de modo a conseguir controlar de forma contínua o fluxo de massa para o motor-foguete, e, portanto, o seu empuxo.

2.3.3 Geometria, Material e Método de Fabricação

A geometria do L22N deve ser dimensionada de tal maneira a ser simples, eficiente, segura e de fácil manipulação e encaixe no sistema de RCS. O material de construção desta geometria, como exposto na seção 1.2, deve ser construído em uma liga de Nióbio. No entanto, tal material, além de ter um custo consideravelmente alto para ser utilizado nos primeiros protótipos, continua em processo de desenvolvimento e definição pela Acrux Aerospace Technologies. Devido a isso, para o projeto preliminar do primeiro protótipo do L22N, o material definido foi a liga de níquel Inconel-718, material amplamente utilizado no ramo aeroespacial, que tem excelentes propriedades termomecânicas e histórico de utilização em motores-foguete. As propriedades físicas do Inconel-718, como por exemplo as apresentadas na tabela 2.1, utilizadas no trabalho foram retiradas de (MATWEB, 2023) e (EOS, 2023b). A (EOS, 2023a) fornece o Inconel-718 próprio para manufatura aditiva.

Propriedades	Valor	Unidades
Resistência a tração horizontal	1505	MPa
Resistência a tração vertical	1375	MPa
Resistência ao escoamento horizontal	1240	MPa
Resistência ao escoamento vertical	1145	MPa
Condutividade térmica	11,4	$W/m \cdot K$
Calor específico	0,435	$J/g \cdot ^\circ C$
CTE, linear	13	$\mu m/m \cdot ^\circ C$

Tabela 2.1 – Propriedades da liga de níquel Inconel-718. Fontes: (MATWEB, 2023) e (EOS, 2023b).

O tipo de manufatura escolhido para o L22N foi a manufatura aditiva, ou como também é conhecida impressão 3D (PALUDO, 2022). A impressão 3D evoluiu consideravelmente nos últimos anos e atualmente está sendo utilizada em diversas aplicações na comunidade aeroespacial (AMS, 2023). A razão disso é porque essa tecnologia simplifica o processo de fabricação e diminui o seu tempo, permite a manufatura de peças complexas e tem uma alta precisão (AMS, 2023). Com o custo da impressão 3D diminuindo cada

vez mais, dependendo das dimensões e do material utilizado, esse se torna o método ideal de manufatura, visando rápida prototipagem e otimização.

Para o L22N, o material de impressão 3D utilizado é o pó da liga Inconel-718, com as suas principais propriedades sendo fornecidas pela (EOS, 2023a), a qual também tem a máquina para impressão. Para dimensões inferiores a 0,3 mm, a qualidade da impressão com esses materiais e máquinas pode ser reduzida, o que pode se tornar um possível obstáculo para a impressão dos orifícios dos injetores. Uma solução é a utilização de outros métodos para a construção dos orifícios dos injetores, como eletroerosão, ou laser. Na figura 2.1 está apresentada uma ilustração da geometria inicial do L22N, modelado no *software* de propulsão líquida (RPA, 2010) em sua versão de testes, e desenhado no *software* (INVENTOR, 2023) da Autodesk, utilizando a licença acadêmica/estudantil.



Figura 2.1 – Desenho 3D inicial do L22N, com a modelagem feita no *software* (RPA, 2010) e o desenho no *software* (INVENTOR, 2023). Fonte: Autor.

3 Definição do Propelente

3.1 Classificação de Propelentes

Sistemas de propulsão de foguetes podem ser classificados de diversas maneiras, como, por exemplo, conforme o seu tipo de fonte de energia ou sua função básica (SUTTON; BIBLARZ, 2017). Em relação às funções, os MFPL podem ser utilizados como *boosters*, sustentadores, estágios superiores ou sistemas de controle de atitude, ou reação para manutenção e correção de órbita/trajetória, o qual é onde se encaixa o projeto do motor descrito neste relatório. Em relação à classificação considerando o tipo de fonte de energia, na figura 3.1 é apresentado um diagrama explicando com mais clareza tal classificação, adaptada de (SUTTON; BIBLARZ, 2017) e (KESSAEV, 1997), com foco na propulsão química.

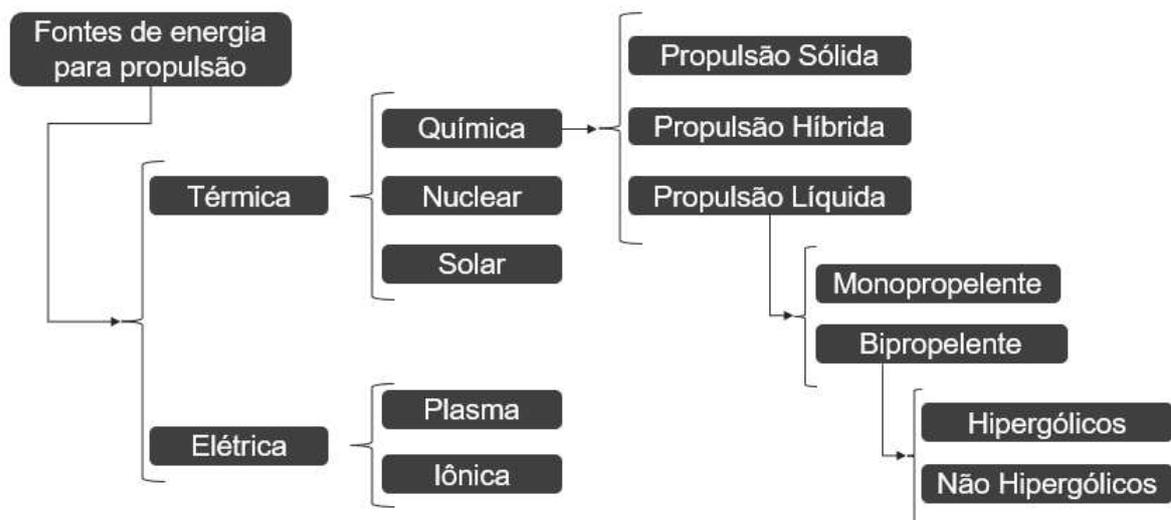


Figura 3.1 – Classificação de sistemas propulsivos. Fonte: autor.

O termo propelente, segundo (KESSAEV, 1997), pode ser definido a combinação de um combustível e um oxidante, ou segundo (HUZEL; HUANG, 1992), podendo ser qualquer desses dois. Na propulsão sólida o combustível e o oxidante estão misturados e no estado sólido, na propulsão híbrida um componente do propelente está na fase sólida e o outro na fase líquida, já na propulsão líquida, todo o propelente está na fase líquida. Os propelentes líquidos são classificados em monopropelentes e bipropelentes, no qual o monopropelente é uma composição que contém no mínimo um agente oxidante e um combustível em uma única substância líquida, que pode ser uma mistura armazenada de

vários compostos ou pode ser um material homogêneo (SUTTON; BIBLARZ, 2017).

Um bipropelente é uma composição de dois propelentes armazenados separadamente, os quais são oxidante e combustível, que só se juntam e se misturam numa câmara de combustão (HUZEL; HUANG, 1992). Um bipropelente pode ainda ser classificado como hipergólico, quando se autoignita apenas pelo contato do combustível com o oxidante e não hipergólico caso contrário. Existem ainda três últimas classificações relevantes para o projeto, as duas primeiras são os propelentes criogênicos, os quais são propelentes que só ficam no estado líquido a temperaturas abaixo de zero e os propelentes armazenáveis, que ficam líquidos a temperatura ambiente (SUTTON; BIBLARZ, 2017).

A terceira e última classificação utilizada é a dos chamados propelentes verdes, que segundo (CORBETT, 2015), são propelentes de baixa toxicidade e alta energia que oferecerão uma alternativa de alto desempenho e alta eficiência aos propelentes químicos convencionais para futuras espaçonaves, além de contarem com outras características como manuseio mais seguro, viabilidade econômica e baixo tempo de resposta. (MAYER; WIELING, 2018) por outro lado define os propelentes verdes de maneira mais objetiva utilizando, entre alguns outros parâmetros, a chamada Classificação de Toxicidade Aguda (ACT — *Acute Toxicity Classification*) que define materiais em cinco classes de toxicidade da classe 1 mais tóxica até a classe 5 menos tóxica, com os propelentes verdes sendo definidos como propelentes com uma ACT de 3 ou superior.

3.2 Metodologia de Seleção dos Propelentes para Avaliação

A escolha do propelente considerou os requisitos a seguir:

- Segurança
- Múltiplas queimas
- Baixo custo
- Baixo tempo de resposta
- Desempenho
- Disponibilidade
- Baixa toxicidade

Considerando o número de requisitos mínimos necessários para a escolha dos propelentes, fica evidente que esse é um processo que considera muitos parâmetros de projeto e diversos aspectos da missão. Muitos parâmetros não são determinísticos, levando a

necessidade de uma certa quantidade inicial de estimavas arbitrárias, fazendo quase sempre com que o processo seja iterativo (LARSON; HENRY; HUMBLE, 1995). Dentre os muitos parâmetros de projeto do MFPL, o empuxo nominal e o tempo de resposta do motor, os quais são alguns dos parâmetros importantes em um MFPL para RCS, foram utilizados como parâmetros de referência para o projeto do motor-foguete.

O empuxo nominal foi escolhido, pois para garantir o bom funcionamento do RCS o controle da intensidade do empuxo deve ser muito acurado. Portanto, quanto mais estável e próximo o empuxo nominal for do seu valor teórico, melhor para o desempenho do MFPL e para o RCS de forma geral. O tempo de resposta, por outro lado, é o tempo que o MFPL leva para entrar no seu regime permanente de operação a partir do comando para tal ação, e deve ser o menor possível para que o MFPL tenha mais capacidade de manobra. O tempo de resposta será analisado em uma próxima fase do projeto, com o presente trabalho tratando apenas do projeto preliminar do motor, visando uma operação segura, eficiente, e buscando fornecer um valor de empuxo nominal próximo ao do teórico.

3.3 Embasamento Teórico para a Análise e Comparação de Propelentes

Para avaliar e escolher o propelente padrão do projeto, os principais parâmetros de desempenho considerados foram o impulso específico, velocidade característica (símbolo) e o coeficiente de empuxo. Para fazer a avaliação, os principais parâmetros considerados foram a pressão da câmara, taxa de mistura e a razão de expansão da tubeira.

O fluxo de massa \dot{m} da câmara de combustão pode ser definida como:

$$\dot{m} = \dot{m}_o + \dot{m}_f \quad (3.1)$$

A razão de mistura k , também chamada de O/F , é definida por (KESSAEV, 1997) como:

$$k_{mr} = \frac{\dot{m}_o}{\dot{m}_f} \quad (3.2)$$

Também pode ser definida como a relação entre a quantidade de oxidante e a quantidade de combustível no par propelente. A razão de mistura estequiométrica é a taxa entre o oxidante e o combustível calculada a partir da equação de balanceamento químico.

Existe um valor de razão de mistura oxidante/combustível, que pode ser ou não a razão de mistura estequiométrica, que produz valores máximos de desempenho, essa razão de mistura é chamada razão de mistura ótima k_{opt} . De forma geral, a razão de mistura ótima é mais rica em combustível do que a razão de mistura estequiométrica e teoricamente deve ter todo o combustível completamente oxidado e a temperatura da

chama no máximo (HUZEL; HUANG, 1992). Para avaliar essa variação é utilizada a razão de equivalência, definida na equação 3.3 (TURNS, 2012). Se $k_{equi} > 1$, a mistura está rica em combustível, se $k_{equi} < 1$, tem falta de combustível ou a mistura está rica em oxidante, e para a razão de mistura teórica ou estequiométrica, tem-se $k_{equi} = 1$.

$$k_{equi} = \frac{k_{est}}{k_{mr}} \quad (3.3)$$

A taxa de expansão de área da tubeira, ϵ , definida na equação 3.4, é a divisão de uma seção transversal do divergente da câmara pela seção transversal da garganta. Esse parâmetro influi diretamente nas propriedades da tubeira e por consequência no valor do empuxo nominal.

$$\epsilon_{aeat} = \frac{A_e}{A_t} \quad (3.4)$$

A equação geral do empuxo gerado por um motor-foguete, é definido por (MISHRA, 2017) como:

$$F = \dot{m} \cdot v_e + (P_e - P_a) \cdot \epsilon_{aeat} \quad (3.5)$$

Da equação 3.5, conclui-se que o máximo valor de empuxo é alcançado no vácuo, quando $P_a = 0$. Para uma operação entre o nível do mar e o vácuo, o valor ótimo de F é alcançado fazendo-se $P_e = P_a$ (SUTTON; BIBLARZ, 2017). Se for feita a consideração $P_e = P_a$, a equação 3.5 fica:

$$F = \dot{m} \cdot v_e \quad (3.6)$$

Uma vez definido o fluxo de massa, o empuxo e a velocidade de saída dos gases da exaustão v_e , são relacionados por dois parâmetros, o coeficiente de empuxo C_{fT} e a velocidade característica c^*_t (TURNER, 2009). O coeficiente de empuxo, definido na equação 3.7, depende das propriedades e representa a performance da tubeira, ou seja, a eficiência com que a tubeira retira energia do gás quente na câmara de combustão (TURNER, 2009). Já a velocidade característica, definida na equação 3.8, depende das propriedades do par propelente e dos produtos da combustão, e mede a eficiência da conversão de energia térmica em energia cinética, na forma de gases de exaustão de alta velocidade (TURNER, 2009).

$$C_{fT} = \frac{F_T}{P_c \cdot A_t} \quad (3.7)$$

$$c^*_T = \frac{P_c \cdot A_t}{\dot{m}} \quad (3.8)$$

Assim o empuxo pode ser definido na forma:

$$F_T = \dot{m} \cdot c^*_T \cdot C_{fT} \quad (3.9)$$

A equação 3.7 é derivada da equação 3.5, e pode ser reescrito na forma:

$$C_{fT} = \sqrt{\frac{2 \cdot \gamma^2}{\gamma - 1} \cdot \left(\frac{2}{\gamma + 1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \cdot \left(1 - \frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} + \left(\frac{P_e}{P_c} - \frac{P_a}{P_c}\right) \cdot \epsilon_{aeat} \quad (3.10)$$

$$\gamma = \frac{c_p}{c_v} = \frac{R + c_v}{c_v} = \frac{c_p}{c_p - R} \quad (3.11)$$

Se $P_a = 0$, o empuxo específico é considerado como sendo calculado no vácuo, levando a relação descrita na equação 3.12. Para $P_a = P_e$ (condição ótima), chega-se na expressão da equação 3.15 (SUTTON; BIBLARZ, 2017). Além disso para o caso de $P_a = P_e = 0$, condição em que a expansão é considerada perfeita e que o motor-foguete está operando no vácuo, tem-se a equação 3.13.

$$C_{fT,v} = C_{fT} + \frac{A_e \cdot P_e}{A_t \cdot P_c} \quad (3.12)$$

$$C_{fT,max} = \sqrt{\frac{2 \cdot \gamma^2}{\gamma - 1} \cdot \left(\frac{2}{\gamma + 1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \quad (3.13)$$

$$C_{fT} = C_{fT,max} \cdot \sqrt{\left(1 - \frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} + \left(\frac{P_e}{P_c} - \frac{P_a}{P_c}\right) \cdot \epsilon_{aecat}} \quad (3.14)$$

$$C_{fT,opt} = C_{fT,max} \cdot \sqrt{\left(1 - \frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \quad (3.15)$$

Esses dois parâmetros, C_{fT} e c^*_T , quando multiplicados, formam um terceiro parâmetro, chamado impulso específico. O impulso específico $I_{sp,T}$, representa o empuxo gerado por unidade de vazão de peso do propelente (SUTTON; BIBLARZ, 2017), onde o termo peso é utilizado devido a divisão por g_0 . Para a literatura russa como por exemplo em (VASILYEV; KUDRYAVTSEV; AL, 1959) e (OVSYANNIKOV; AL, 1973), no entanto, o mesmo impulso específico é definido como o empuxo gerado por unidade de fluxo de massa do propelente, sem contar com o termo g_0 , e mede a eficácia do motor-foguete (KESSAEV, 1997). Portanto, neste trabalho o impulso específico, definido na equação 3.16 (HUZEL; HUANG, 1992), é um parâmetro de medida da eficácia global do motor-foguete.

$$I_{sp,T} = \frac{F_T}{\dot{m} \cdot g_0} = \frac{c^*_T \cdot C_{fT}}{g_0} \quad (3.16)$$

3.4 Programas Computacionais de Análise e Otimização

Como já mencionado, as equações de balanceamento químico 1 e 2 são equações simplificadas. Fazer os cálculos detalhados das reações químicas e dos seus produtos de combustão seria complexo e fugiria do escopo do projeto preliminar. Devido a isso, para calcular parâmetros retirados do processo da combustão na câmara, como, por exemplo, a taxa de calores específicos γ , a qual indica a capacidade de armazenamento de energia de uma molécula do gás (HUZEL; HUANG, 1992), o coeficiente de empuxo e a velocidade

característica, será o utilizado o programa CEA (*Chemical Equilibrium with Applications*) desenvolvido pelo Instituto de Pesquisa Lewis da NASA. O CEA é amplamente conhecido e utilizado internacionalmente, sendo os seus resultados bastante confiáveis, principalmente em cálculos iniciais. A fundamentação teórica e explicação do funcionamento do programa podem ser encontradas em (GORDON; MCBRIDE, 1994) e (MCBRIDE; GORDON, 1996).

Para melhor compreensão e visualização de dados, e também para automatização de certas análises de processos de combustão em câmaras de motores-foguete, foi desenvolvida pelo autor uma biblioteca na linguagem Python chamada CEAPy ((CEAPY, 2022), que utiliza o código-fonte do CEA para executar as análises. A linguagem Python foi utilizada por ser de alto nível e ter excelentes bibliotecas científicas e de visualização de dados, permitindo a execução de análises e execução de processos iterativos de maneira fácil e rápida, além de permitir que o CEAPy seja embutido em outras bibliotecas com propósitos mais amplos como projetos de motores-foguete.

Adicionalmente e servindo como método de comparação teórica, será utilizado o programa *Rocket Propulsion Analysis* ou RPA (RPA, 2010), na sua versão gratuita de testes. Além de obter os parâmetros da simulação de combustão, o RPA também pode ser utilizado para o cálculo do contorno interno da câmara, do seu divergente e da jaqueta de refrigeração ou refrigeração por filme de propelente. O RPA também é um software bastante utilizado na indústria, e foi umas das principais ferramentas utilizadas na modelagem preliminar do Acrux L22N RCS. Sua fundamentação teórica e explicação acerca do software, podem ser encontradas em (PONOMARENKO, 2010, 2012, 2013, 2017). Segundo (PONOMARENKO, 2010), e também a comparações feitas durante a execução deste projeto, as diferenças entre o CEA e o RPA estão por volta de menos de 1%. É importante ressaltar também que o CEA não considera o segundo termo do lado direito da equação 3.10, devendo serem feitas as correções pertinentes quando necessárias, através das equações 3.10, 3.12, 3.13 e de fatores de correção que podem ser encontrados em (HUZEL; HUANG, 1992), (PONOMARENKO, 2013) e (KESSAEV, 1997).

3.5 Metodologia de Comparação dos Propelentes Seleccionados

Utilizando a CEAPy, foram feitas as análises das combinações dos propelentes considerados, usando como parâmetros de entrada a razão de mistura, a pressão da câmara de combustão e a taxa de expansão de área da tubeira, e como parâmetros de avaliação o impulso específico e o impulso densidade. Além disso, foram feitas análises considerando a condição de *frozen* (congelamento) configurada para 3, ou seja, quando a área da seção do divergente for três vezes a área da seção da garganta, e também análises sem considerar

a condição de *frozen*. O ponto de *frozen* considera que a partir de tal ponto não há mais reações químicas, havendo apenas o escoamento dos gases quentes, com a composição desses gases através do bocal permanecendo constante (MISHRA, 2017). No entanto, os resultados apresentados no relatório não consideram o congelamento da reação.

O intervalo de pressão da câmara de combustão avaliado foi de 8 a 13 bar, com passo de 1. Esse intervalo de pressão da câmara foi utilizado de modo a obter um MFPL de pequenas dimensões, e que opere de forma relativamente segura. Após a execução de várias análises, a pressão de 10 bar foi escolhida para o projeto preliminar do motor, considerando limitações tecnológicas e aspectos dimensionais, de desempenho e de segurança do projeto. Para a razão de mistura k_{mr} , foi definido um intervalo de 0,5 a 10, com passo de 0,25 (quando se está próximo da k_{est}) e 1. O intervalo engloba taxas pobres e ricas em combustível para as duas configurações analisadas. O intervalo utilizado para ϵ_{acat} varia de 100 a 250, e contém a maioria dos valores utilizados na indústria.

Na busca pela definição do propelente mais adequado ao projeto, um parâmetro fundamental a ser considerado é a massa específica do propelente, pois mesmo que um propelente tenha um $I_{sp,T}$ maior que outro, se for consideravelmente menos denso, haverá necessidade de mais espaço ou estruturas mais resistentes para armazenamento do mesmo, do que haveria com o propelente de menor $I_{sp,T}$, aumentando, portanto, a massa das estruturas e diminuindo a eficiência geral do sistema. Para avaliar a relação da massa específica de um propelente com o seu impulso específico $I_{sp,T}$, é utilizado o impulso de densidade específica ou impulso densidade. O impulso densidade I_d , definido na equação 3.18, é calculado através da multiplicação do impulso específico pela gravidade específica do propelente (FILHO, 2021), definida na equação 3.17 (HUZEL; HUANG, 1992).

$$\rho_{bulk} = \frac{\rho_{ox} \cdot \rho_f \cdot (1 + k_{mr})}{\rho_f \cdot k_{mr} + \rho_{ox}} \quad (3.17)$$

$$I_d = I_{sp,T} \cdot \rho_{bulk} \quad (3.18)$$

3.6 Metodologia de Cálculo das Eficiências

Os valores encontrados de $I_{sp,T}$, c^*_T e C_{fT} , são resultados ideais, considerando, por exemplo $P_a = 0$. Devido a simplificações feitas no equacionamento e a perdas como queima incompleta do propelente, perdas devido a atrito na camada-limite e outras perdas que acontecem durante a operação real de um MFPL, os valores reais de parâmetros como impulso específico, velocidade característica e coeficiente de empuxo são menores do que os teóricos. Para compensar esse problema, fatores de correção devem ser aplicados aos parâmetros de desempenho ideais (PONOMARENKO, 2013). (KESSAEV, 1997) define três fatores de correção fundamentais no projeto de um motor-foguete, os quais são:

ϕ_c - Coeficiente de eficiência energética da combustão:

$$\phi_c = \frac{c^*_R}{c^*_T} \quad (3.19)$$

ϕ_{tub} - Coeficiente de eficiência da tubeira:

$$\phi_{tub} = \frac{C_{fR}}{C_{fT}} \quad (3.20)$$

ϕ_s - Coeficiente de eficiência energética do motor-foguete:

$$\phi_s = \phi_{tub} \cdot \phi_c = \frac{I_{sp,R}}{I_{sp,T}} \quad (3.21)$$

A única forma de saber exatamente os valores de ϕ_c e ϕ_{tub} é por meio de testes reais em bancada de ensaio ou em voo. No entanto, (KESSAEV, 1997) e (HUZEL; HUANG, 1992) dão estimativas baseadas em resultados experimentais de projetos anteriores que podem ser usadas como aproximação inicial para esses valores. Existem também relações semi-empíricas apresentadas em (PONOMARENKO, 2013) e (ALEMASOV; DREGALIN; TISHIN, 1970) que podem ser utilizadas para calcular com boa precisão os valores de C_{fR} , c^*_R e $I_{sp,R}$, com o *software* RPA usando as mesmas.

4 Geometria Interna do L22N

4.1 Metodologia de Cálculo da Geometria Interna da Câmara de Combustão

Uma câmara de combustão de motor-foguete é um reator químico. Esse dispositivo é projetado para transformar a energia química do propelente em energia térmica dos produtos de combustão (KESSAEV, 1997), que por sua vez é transformada em energia cinética através do escoamento dos gases quentes. Para o projeto da geometria interna da câmara de combustão, foram utilizados os resultados de combustão do CEA e RPA, e a metodologia de cálculo utilizada se baseia principalmente em (KESSAEV, 1997) e (ALEMASOV; DREGALIN; TISHIN, 1970), com o software RPA tendo o seu método de modelagem de geometria interna da câmara baseado principalmente em (ALEMASOV; DREGALIN; TISHIN, 1970) e outras literaturas russas.

O cálculo da geometria interna da câmara de combustão consiste em obter os parâmetros apresentados na figura 4.1, dos injetores até a seção da garganta. O primeiro objetivo é determinar as áreas das seções transversais da câmara e o seu comprimento característico L^* . Segundo (SUTTON; BIBLARZ, 2017) e (KESSAEV, 1997), a área da garganta pode ser dada pela equação 4.1.

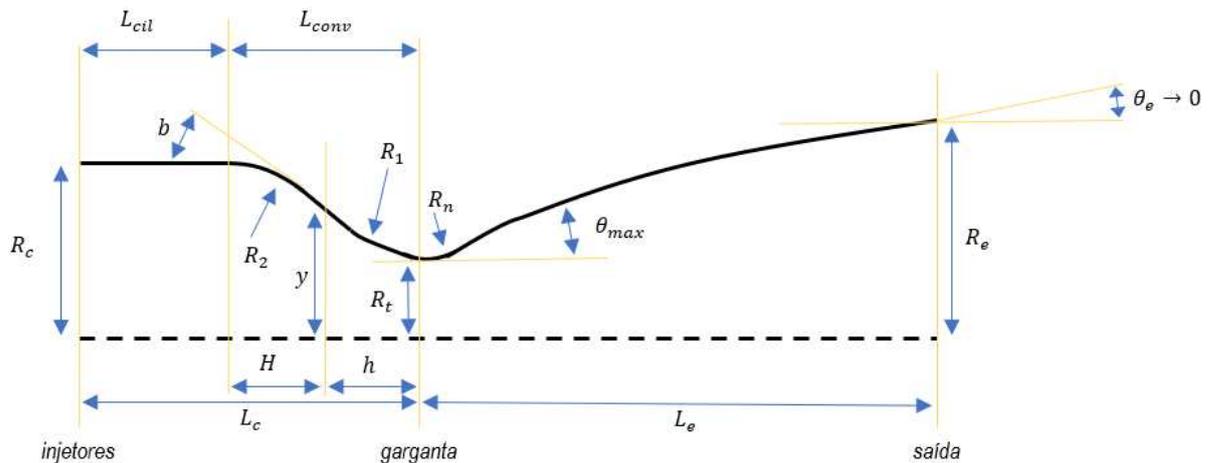


Figura 4.1 – Geometria interna da câmara de combustão do plano dos injetores até a seção da garganta, adaptada de (KESSAEV, 1997) e do software RPA. Fonte: autor.

$$A_t = \frac{F_t}{P_c \cdot C_{fR} - \epsilon_{aeat} \cdot P_e} \quad (4.1)$$

Através de A_t e ϵ_{aeat} , chega-se em:

$$A_e = A_t \cdot \epsilon_{aeat} \quad (4.2)$$

$$d_t = 2 \cdot \sqrt{\frac{A_t}{\pi}} \quad (4.3)$$

$$d_e = 2 \cdot \sqrt{\frac{A_e}{\pi}} \quad (4.4)$$

Para calcular A_c , será necessário definir relações entre volume, comprimentos e diâmetros da câmara, de modo a garantir o desempenho esperado do MFPL. Segundo (ALEMASOV; DREGALIN; TISHIN, 1970), o volume e o diâmetro das câmaras de combustão são determinados com base em duas características, as quais são o tempo de permanência t_π e o fluxo de peso específico \dot{w} . O fluxo de peso específico, definido na equação 4.5 avalia a força de empuxo por unidade de “taxa de fluxo de peso” (SUTTON; BIBLARZ, 2017).

$$\dot{w} = \frac{F_t}{I_{sp}} \quad (4.5)$$

O tempo de permanência t_π é o tempo necessário para se alcançar um processo de combustão completo (ALEMASOV; DREGALIN; TISHIN, 1970). Segundo (MISHRA, 2017), valores de t_π podem variar de aproximadamente $2 \cdot 10^{-3}$ a $7 \cdot 10^{-3}s$, e o tempo de permanência pode ser calculado através da equação 4.6. O volume da câmara de combustão deve ser modelado de modo a obter um t_π satisfatório.

$$t_\pi = \frac{m_g}{\dot{m}} = \frac{\rho_{bulk} \cdot V_c}{\dot{m}} = \frac{\rho_{bulk} \cdot L^* \cdot c^*_R}{P_c} \quad (4.6)$$

$$\dot{m} = P_c \cdot \frac{A_t}{c^*_R} \quad (4.7)$$

Outro parâmetro importante é o comprimento característico, que segundo (ALEMASOV; DREGALIN; TISHIN, 1970), depende da natureza do combustível e das condições de queima, e de certa forma também avalia a eficiência de combustão. O comprimento característico L^* pode ser relacionado genericamente ao tempo total de residência através da equação 4.8, com o tempo de ignição t_i podendo ser desconsiderado para muitos casos, já que é bem menor que t_π (MISHRA, 2017). Segundo (ALEMASOV; DREGALIN; TISHIN, 1970), é possível obter uma relação conveniente entre o tempo de permanência e o comprimento característico, definida na equação 4.9.

$$\frac{L^*}{c^*_R} = f(t_i) + f(t_\pi) \quad (4.8)$$

$$t_\pi = \frac{2,4 \cdot L^*}{c^*_R} \quad (4.9)$$

Nas equações 4.10 e 4.11 estão definidos o comprimento característico L^* em função de V_c e A_t , e o comprimento l_k , definido por (KESSAEV, 1997) como o comprimento que a câmara teria se fosse completamente cilíndrica. Como L^* é um parâmetro de desempenho, existem boas estimativas disponíveis na literatura que podem ser utilizadas como estimativa inicial. Valores de L^* podem ser encontrados, por exemplo, em (ALEMASOV; DREGALIN; TISHIN, 1970) e (HUZEL; HUANG, 1992). No cálculo inicial o comprimento característico foi obtido do software RPA.

$$L^* = \frac{V_c}{A_t} \quad (4.10)$$

$$l_k = \frac{V_c}{A_c} \quad (4.11)$$

A partir de estudos estatísticos, em (KESSAEV, 1997) são encontradas duas equações, 4.12 e 4.13, para a estimativa inicial de L^* e l_k , calculados em função de P_c e d_t , respectivamente, que juntos dão uma boa aproximação para A_c e A_T .

$$L^* = \frac{15 \cdot 10^3}{\sqrt{10 \cdot P_c}} \quad (4.12)$$

$$l_k = 0,03 \cdot \sqrt{d_t} \quad (4.13)$$

Adicionalmente, um método analítico de cálculo do L^* é proposto por (SPALDING, 1958). Neste método o L^* está diretamente ligado as características do propelente e aos processos de injeção, atomização, vaporização e combustão do mesmo. As equações 4.14, 4.15, 4.18 e 4.19 são as principais equações utilizadas no método proposto em (SPALDING, 1958) para calcular L^* conforme a equação 4.20.

$$B_p = c_{p,p} \cdot \frac{T_{comb} - T_{ebu}}{Q_{vap}} \quad (4.14)$$

$$S_d = \frac{9 \cdot P_{rtl}}{2 \cdot B_p} \quad (4.15)$$

$$G = \frac{\dot{m}}{A_c} \quad (4.16)$$

$$\chi = \frac{\rho_c \cdot v_g}{G} \quad (4.17)$$

$$\chi_o = \frac{\rho_c}{\rho_p} \cdot \frac{A_c}{A_{inj}} \quad (4.18)$$

$$\xi^* = \frac{\chi_o + \frac{3 \cdot S_d}{10}}{2 + S_d} \quad (4.19)$$

$$L^* = \xi^* \cdot \frac{a \cdot r_o^2 \cdot \left(\frac{2}{\gamma+1} + \left(\frac{G}{\rho_c \cdot a} \right)^2 \cdot \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}{\frac{k_g}{c_{p,p} \cdot \ln(1+B_p)}} \quad (4.20)$$

O parâmetro r_o , definido como o raio inicial da gota injetada, pode ser aproximado por meio de outro parâmetro chamado *Sauter Mean Diameter*, ou diâmetro médio

de Sauter SMD . Tal parâmetro é uma estimativa do tamanho médio da gota injetada durante o processo de atomização do propelente. Devido à complexidade dos vários fenômenos físicos envolvidos nos bicos injetores, o estudo da atomização tem sido realizado principalmente por métodos empíricos, produzindo uma série de correlações para o tamanho médio da gota injetada (LEFEBVRE; MCDONELL, 2017). Uma das primeiras e mais citadas expressões é a de Radcliffe (RADCLIFFE, 1960), apresentada na equação 4.21 para injetores centrífugos, ou a expressão apresentada na equação 4.22 para injetores planos de orifícios circulares (LEFEBVRE; MCDONELL, 2017), (MERRINGTON; RICHARDSON, 1947).

$$SMD = 7,3 \cdot \sigma^{0,6} \cdot \nu_l^{0,2} \cdot \dot{m}_f^{0,25} \cdot \Delta P_L^{-0,4} \quad (4.21)$$

$$SMD = \frac{500 \cdot d_{o,inj}^{1,2} \cdot \nu_L^{0,2}}{v_{inj}} \quad (4.22)$$

Na equação 4.21, ν_L é viscosidade cinemática do propelente, σ é a tensão superficial, ΔP_L a queda de pressão nos injetores. Para o cálculo de ΔP_L , baseado em estudos estatísticos, (KESSAEV, 1997) sugere as seguintes estimativas:

1. Para propelentes gasosos:

$$\Delta P = 80 \cdot \sqrt{10 \cdot P_c} \quad (4.23)$$

2. Para propelentes líquidos:

$$\Delta P = 40 \cdot \sqrt{10 \cdot P_c} \quad (4.24)$$

Através dessas estimativas é possível calcular A_c na equação 4.27.

$$\epsilon_{acat} = \frac{L^*}{l_k} = \frac{d_c^2}{d_t^2} = \frac{500 \cdot 10^3}{\sqrt{10 \cdot P_c \cdot d_t}} \quad (4.25)$$

$$d_c = d_t \cdot \sqrt{\epsilon_{acat}} \quad (4.26)$$

$$A_c = \frac{\pi}{4} \cdot d_c^2 \quad (4.27)$$

A partir de P_c e d_t , chega-se em L^* , l_k , V_c , ϵ_{acat} e D_c . Os outros parâmetros podem ser calculados através dos seguintes passos definidos em (KESSAEV, 1997).

1. Calcula-se L_{conv} e os parâmetros associados h , H e y^* .

$$\kappa_r = \frac{R_2}{R_1} = \frac{R_2}{d_c} \quad (4.28)$$

$$L_{conv} = 0,5 \cdot d_t \cdot \sqrt{(2 + \kappa_r \cdot \sqrt{\epsilon_{acat}})^2 - [(\kappa_r - 1) \cdot \sqrt{\epsilon_{acat}} + 3]^2} \quad (4.29)$$

$$h = L_{conv} \cdot \frac{2}{2 + \kappa_r \cdot \sqrt{\epsilon_{acat}}} \quad (4.30)$$

$$H = L_{conv} - h \quad (4.31)$$

$$y = \frac{d_t}{2} \cdot \frac{h \cdot \sqrt{\epsilon_{acat}} + H}{L_{conv}} \quad (4.32)$$

$$y^* = \frac{2 \cdot y}{d_t} = \frac{h}{L_{conv}} \cdot \sqrt{\epsilon_{acat}} + \frac{H}{L_{conv}} \quad (4.33)$$

Os valores de κ_r são estimados por (KESSAEV, 1997) conforme a tabela 4.1.

P_c , MPa	<5	5 a 10
$\kappa_r = \frac{R_2}{R_c}$	1 a 1,5	1,5 a 2

Tabela 4.1 – Valores estimados de κ_r . Fonte: (KESSAEV, 1997).

2. Calcula-se L_{cil} por meio de ΔV_c :

$$\Delta V_c = A_t \cdot L_{conv} \cdot \left[\frac{(2 \cdot \epsilon_{acat} + y^{*2}) \cdot H}{3 \cdot L_{conv}} + \frac{(y^{*2} + y^* + 4) \cdot h}{6 \cdot L_{conv}} \right] \quad (4.34)$$

$$L_{cil} = \frac{V_c - \Delta V_c}{A_c} \quad (4.35)$$

$$L_c = L_{cil} + L_{conv} \quad (4.36)$$

4.2 Metodologia de Construção da Geometria Interna da Seção Divergente da Tubeira

4.2.1 Escoamento Compressível Quase Unidimensional

Na mecânica dos fluidos existe uma divisão teórica entre fluido incompressível e fluido compressível. A divisão é feita utilizando o número de Mach, apresentado na equação 4.38, o qual é a relação entre a velocidade do escoamento do fluido e a velocidade do som no mesmo, apresentada na equação 4.37, definida por (BRUNETTI, 2008) como a velocidade de propagação de uma perturbação da pressão causada num fluido. O fluido é dito incompressível quando a sua densidade não varia, mas isso implicaria em $a = \infty$, o que significa que qualquer propagação de perturbação em qualquer ponto do escoamento é sentida instantaneamente, o que não é verdade. Na realidade, todos os fluidos, líquidos ou gasosos, são compressíveis, no entanto, para $M < 0,2$ em líquidos, os efeitos de compressibilidade podem ser considerados desprezíveis (WHITE, 2011), por isso a abordagem de fluido incompressível.

$$a = \sqrt{\frac{dP}{d\rho}} = \sqrt{\gamma \cdot R \cdot T} \quad (4.37)$$

$$M = \frac{v}{a} \quad (4.38)$$

Quando se trata do projeto de artefatos aeroespaciais, praticamente todos os cálculos pressupõem um escoamento compressível, seja externa ou internamente, e naturalmente o projeto de um motor de foguete também considera o escoamento como sendo compressível. As cinco equações básicas para o desenvolvimento das equações de escoamento compressível utilizadas no projeto da geometria interna do MFPL são as equações da continuidade, da energia, da quantidade de movimento, de estado e de variação da entropia, dadas respectivamente na forma das equações 4.39, 4.40, 4.41, 4.42, e 4.44 ou 4.45.

$$\rho_1 \cdot v_1 \cdot A_1 = \rho_2 \cdot v_2 \cdot A_2 \quad (4.39)$$

$$\frac{v_1^2}{2} + h_1 + q = \frac{v_2^2}{2} + h_2 \quad (4.40)$$

$$dP = -\rho \cdot v \cdot dv \quad (4.41)$$

$$P = \rho \cdot R \cdot T \quad (4.42)$$

$$R = \frac{R^*}{M_{mol}} \quad (4.43)$$

$$ds = c_v \cdot \frac{dT}{T} - R \cdot \frac{d\rho}{\rho} \quad (4.44)$$

$$ds = c_p \cdot \frac{dT}{T} - R \cdot \frac{dP}{P} \quad (4.45)$$

Para o projeto preliminar da geometria interna do motor-foguete, principalmente na sua seção divergente, a abordagem utilizada é a de escoamento compressível unidimensional ou quase unidimensional, ou mesmo bidimensional em alguns casos, como quando são consideradas as ondas de expansão de Prandtl-Meyer. O escoamento também é geralmente assumido como sendo adiabático e isentrópico, exceto quando são considerados fenômenos irreversíveis como ondas de choque, que segundo (BRUNETTI, 2008), são fenômenos que acontecem sempre que as condições do fluido, numa certa seção, não forem compatíveis com as condições de contorno, e representam uma variação brusca das propriedades ao longo do escoamento, de modo a obedecer às condições de contorno, levando a um aumento de entropia. O relatório destaca apenas as principais equações, conceitos ou conclusões pertinentes aos cálculos feitos no projeto. Uma explicação mais completa pode ser encontrada facilmente na vasta literatura disponível sobre o assunto, como, por exemplo, em (WHITE, 2011) e (BRUNETTI, 2008) de forma introdutória, e em (ANDERSON, 2021) de forma mais completa, ou ainda em (HILL; PETERSON, 1992), (OATES, 1997) e (SUTTON; BIBLARZ, 2017), de forma mais aplicada ao projeto de motores-foguete.

4.2.2 Embasamento Teórico para o Cálculo da Seção Divergente da Tubeira

Em um motor-foguete, após o processo de transformação de energia química armazenada no propelente em energia térmica, comentado no início da seção de projeto da

geometria interna da câmara, o próximo passo é acelerar os gases em um duto de seção convergente e depois acelerar e expandir os gases em um duto de seção divergente. Tal configuração é utilizada, pois segundo (ANDERSON, 2021) e (WHITE, 2011), em um escoamento compressível subsônico de um fluido, a medida em que a área da seção transversal onde ocorre o escoamento diminui a velocidade do fluxo aumenta, até que atinja Mach 1, e então para números de Mach maiores que 1, ou seja, em um fluxo supersônico, para aumentar a velocidade do escoamento do fluido deve-se aumentar a área da seção transversal.

O número de Mach M é uma propriedade termodinâmica do fluido (WHITE, 2011), essencial quando consideramos as equações de escoamento compressível. M está relacionado a área da seção transversal do escoamento A conforme a equação 4.46 (SUTTON; BIBLARZ, 2017), onde os subscritos 1 e 2 significam a área da seção transversal e o número de Mach do escoamento em dois pontos arbitrários 1 e 2 respectivamente, da geometria interna do motor-foguete. Se $M_1 = 1$ na equação 4.46, será obtida a relação apresentada na equação 4.47 entre uma área da seção transversal arbitrária e a área crítica A^* ou área da garganta A_t em função de M .

$$\frac{A_2}{A_1} = \frac{M_1}{M_2} \cdot \sqrt{\left(\frac{1 + (\gamma - 1)/2 \cdot M_2^2}{1 + (\gamma - 1)/2 \cdot M_1^2}\right)^{(\gamma+1)/(\gamma-1)}} \quad (4.46)$$

$$\frac{A}{A_t} = \frac{1}{M} \cdot \left(\frac{1 + (\gamma - 1)/2 \cdot M^2}{(\gamma + 1)/2}\right)^{(1/2) \cdot (\gamma+1)/(\gamma-1)} \quad (4.47)$$

A área crítica é a área da seção crítica, assim como a temperatura crítica, pressão crítica e todas as outras variáveis consideradas nesta seção, a qual representa a seção onde o escoamento se torna sônico. Segundo (BRUNETTI, 2008), na seção mínima do convergente, quando o escoamento está bloqueado, tem-se: $A = A^*$, $M = 1$ e $Q = Q_{max}$. No projeto é considerado que $A_t = A^*$, embora na realidade exista a possibilidade de $A_t \neq A^*$, pois M pode ser diferente de 1 na seção da garganta, nesse caso a seção crítica é uma seção imaginária, que se tornaria real caso a seção transversal continuasse a ser diminuída. Com as equações 4.48, 4.49, 4.50, a equação 4.47 fornece um padrão de comportamento dessas propriedades do fluido ao longo de um escoamento em uma seção convergente-divergente, ilustrado na figura 4.2.

Na figura 4.3 está apresentado um gráfico considerando a taxa A/A^* ou A/A_t em função de M para três valores de γ diferentes. Os valores apresentados são o valor de γ na saída da tubeira, a média aritmética entre a seção da garganta e a seção da saída e a média logarítmica entre essas mesmas seções, com a equação da média logarítmica disponível na equação 4.51. Na figura 4.4 está um gráfico mostrando o comportamento das taxas A/A_t , T/T_o e P/P_o , onde os termos T_o e P_o significam a temperatura e a pressão de estagnação, respectivamente. Esse gráfico é importante, ao fornecer uma referência teórica de como o escoamento deve se comportar, servindo para comparações,

seja com dados experimentais ou com resultados de simulações numéricas mais elaboradas e próximas de um comportamento real.

$$\frac{T_o}{T} = 1 + \frac{(\gamma - 1)}{2} \cdot M^2 \quad (4.48)$$

$$\frac{\rho_o}{\rho} = \left(\frac{T_o}{T}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}} = \left(1 + (\gamma - 1)/2 \cdot M^2\right)^{1/(\gamma-1)} \quad (4.49)$$

$$\frac{P_o}{P} = \left(\frac{T_o}{T}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = \left(1 + (\gamma - 1)/2 \cdot M^2\right)^{\gamma/(\gamma-1)} \quad (4.50)$$

$$\gamma_{medio} = \frac{\left(\frac{p_t}{p_e}\right)}{\left(\frac{\rho_t}{\rho_e}\right)} \quad (4.51)$$

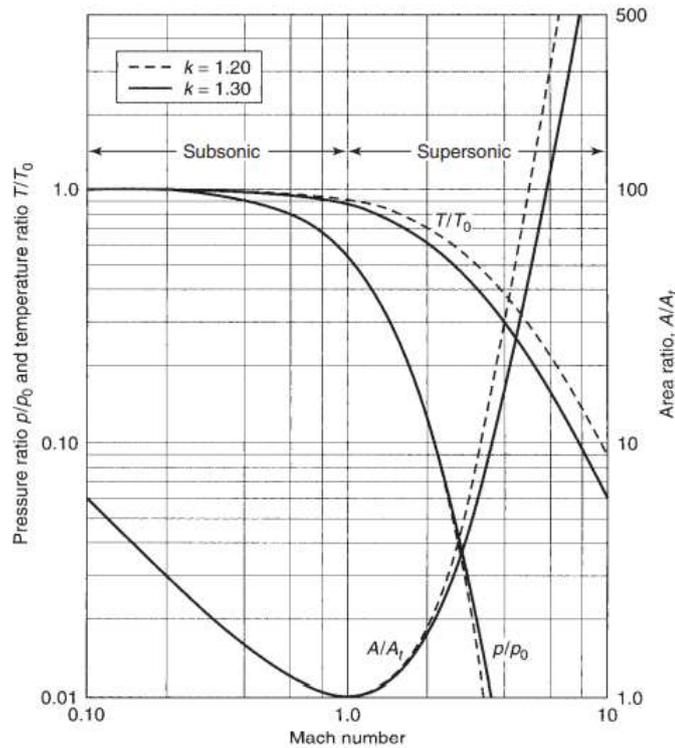


Figura 4.2 – Relações das razões A/A_t , P/P_o , T/T_o em função de M . Fonte: Retirado de (SUTTON; BIBLARZ, 2017).

Essa seção convergente-divergente da geometria interna de um motor-foguete é chamada de bocal, tubeira ou *nozzle* de De Laval (ANDERSON, 2021), ou apenas *nozzle*. O projeto da seção divergente de uma tubeira tem como objetivos principais:

- Maximizar a velocidade de saída dos gases.
- Expandir completamente os gases e de modo que não haja ondas de choque na tubeira.

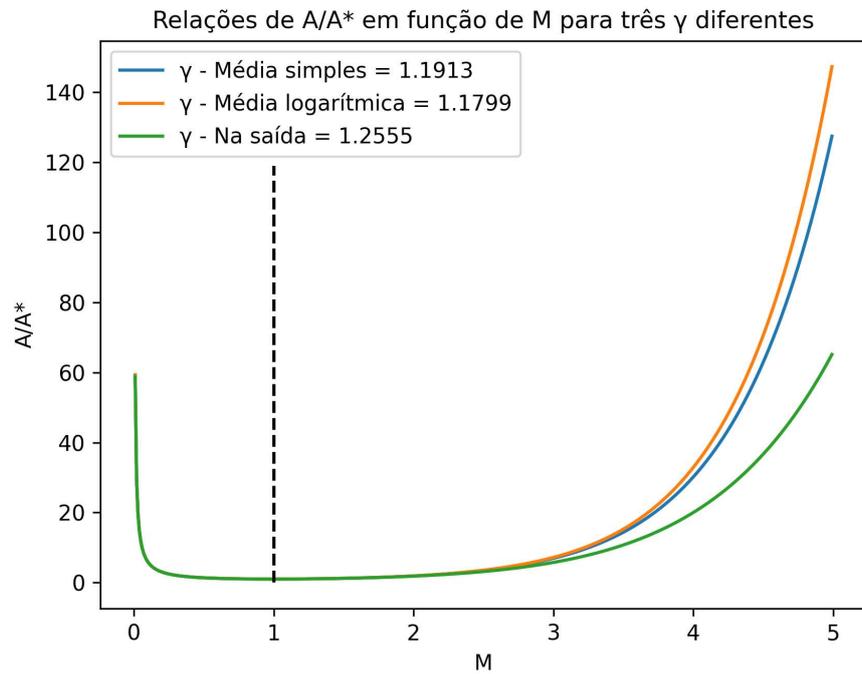


Figura 4.3 – A/A_t em função de M para diferentes valores de γ . Fonte: autor.

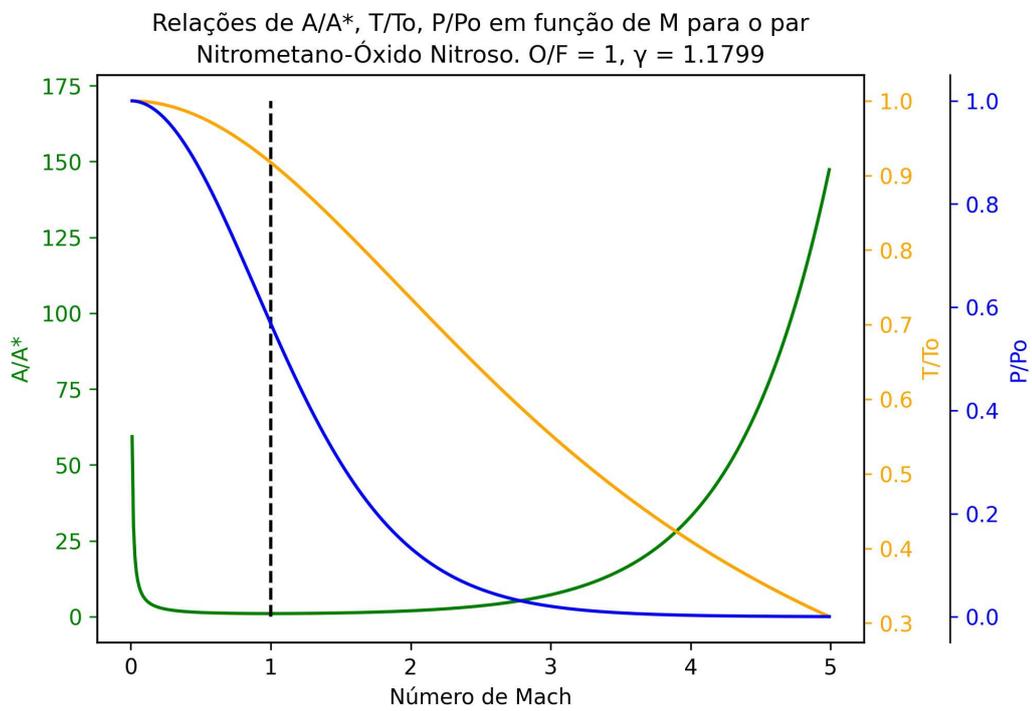


Figura 4.4 – A/A_t , P/P_o e T/T_o em função de M . Fonte: autor.

- Buscar um jato uniforme e paralelo ao eixo de simetria do motor na saída da tubeira.
- Buscar equilíbrio entre desempenho, dimensões e massa da tubeira.

Conforme a explicação da equação 3.5, a operação ótima de uma tubeira acontece quando a pressão de saída na tubeira P_e está igual à pressão ambiente P_a . Quando $P_e > P_a$, a tubeira se encontra em um estado sub expandido, e ainda haverá expansão dos gases mesmo após o final da tubeira. Quando $P_e < P_a$, a tubeira se encontra em um estado sobre expandido, e haverá separação de fluxo na tubeira (SUTTON; BIBLARZ, 2017). A operação ótima, portanto, só é alcançada em algum ponto da atmosfera, com o projeto buscando minimizar perdas de desempenho fora do ponto ótimo. Além disso, para a operação no vácuo, a relação $P_e > P_a = 0$ é sempre verdadeira, logo as dimensões da tubeira devem aumentar para que $P_e \rightarrow P_a = 0$, levando a necessidade avaliar até que ponto o ganho de desempenho com o aumento da tubeira compensa a adição de massa ao sistema e o aumento das dimensões.

Em relação à separação de fluxo, (STARK, 2005) testou vários métodos em vários motores-foguete em busca de um critério simples para achar a pressão ou número de Mach de separação de fluxo, através dos quais é possível analisar mais detalhadamente tal fenômeno e buscar maneiras de evitá-lo ou atenuá-lo. O critério sugerido por (STARK, 2005), apresentado na equação 4.52, gerou resultados mais acurados, com curvas semelhantes às geradas com o critério de (SCHMUCKER, 1984), apresentado na equação 4.53, o qual é o critério mais utilizado no desenvolvimento de motores-foguete. No entanto, ambas as equações possuem o termo M_{se} , que de causas a efeitos é desconhecido. Uma maneira simples de avaliar preliminarmente a pressão de separação é utilizar um terceiro critério apresentado por (STARK, 2005), chamado critério de Schilling, que depende apenas de P_a e é mais adequado para tubeiras curtas em forma de sino, que pode ser considerado o caso do projeto. Através do critério de Schilling, na equação 4.54, foi calculado o valor de P_{sep} , e então com esse resultado foi obtido o valor de M_{sep} através dos critérios de (STARK, 2005) e (SCHMUCKER, 1984).

$$\frac{P_{sep}}{P_a} = \pi / (3 \cdot M_{se}) \quad (4.52)$$

$$\frac{P_{sep}}{P_a} = (1.88 \cdot M_{sep} - 1)^{-0.64} \quad (4.53)$$

$$\frac{P_{sep}}{P_a} = 0.583 \cdot \left(\frac{P_c}{P_a} \right)^{-0.195} \quad (4.54)$$

4.2.3 O Método das Características — MOC

O perfil de tubeira cônico e o perfil de tubeira em forma de sino (*bell shape*), são os dois perfis mais usados em seções divergentes de tubeiras de motores-foguete. O perfil cônico geralmente é mais utilizado em motores-foguete a propelente sólido (MFPS), para foguetes acadêmicos ou experimentais, e o perfil em forma de sino, escolhido para o projeto, é mais utilizado para MFPL e em MFPS de médio a grande porte. Existem vários métodos para a construção do perfil da seção divergente da tubeira, como o método

das tabelas de (VASILYEV; KUDRYAVTSEV; AL, 1959), apresentado em (KESSAEV, 1997), o método das aproximações parabólicas, disponível no software RPA, o método das características (MOC, *Method of Characteristics*), utilizado neste projeto e o método de Rao (RAO, 1958), que utiliza o MOC como base, sendo considerado um dos mais eficientes métodos de design de seções divergentes de tubeiras, principalmente considerando operações no vácuo ou com $P_a \rightarrow 0$.

O objetivo do método das características é expandir completamente os gases até o M desejado, sem choques na tubeira e utilizando o menor comprimento possível denominado $L_{div,min}$. O desenvolvimento teórico do MOC é extenso e relativamente complexo, de modo que este relatório apresenta apenas os conceitos fundamentais do método e a metodologia utilizada para a construção da geometria interna da seção divergente, com uma explicação mais ampla e detalhada podendo ser encontrada em (ANDERSON, 2021). O método das características considera um escoamento bidimensional, axis simétrico e um fluido irrotacional. É construído a partir de um campo de velocidades, aplicando neste as equações de escoamento compressível quase unidimensional ou bidimensional, considerando choque e expansões, para obter o número de Mach desejado na saída, e sem que haja ondas de choque na tubeira. Os dois principais conceitos a respeito do MOC, são as linhas características e as equações de compatibilidade, sendo abordados a seguir.

O ângulo de Mach, definido na equação 4.55, é o ângulo formado entre a direção da velocidade supersônica de um ponto e a fronteira das ondas de choque criadas pelo mesmo conforme se desloca em um fluido, como ilustrado na figura 4.5. Segundo (ANDERSON, 2021), uma linha que faz um ângulo de Mach (chamada de linha de Mach) em relação à direção da linha de corrente em um ponto também é uma linha ao longo da qual a derivada da componente da velocidade paralela ao fluxo v_x , nessa linha, é indeterminada e através da qual pode ser descontínua, assim como as outras propriedades do fluido nessa linha. Tais linhas são chamadas de linhas características (ANDERSON, 2021). Na figura 4.6 estão ilustradas as linhas características C_+ e C_- .

$$\mu = \text{sen}^{-1} \left(\frac{1}{M} \right) \quad (4.55)$$

Com isso em mente, é possível agora delinear a filosofia geral do MOC (ANDERSON, 2021). Considere uma região de fluxo constante e supersônico no espaço xy da figura 4.6. Este campo de fluxo pode ser resolvido em três etapas:

1. Encontre algumas linhas particulares no espaço xy onde as variáveis de fluxo (P , ρ , T , v_x , v_y , etc.) são contínuas, mas ao longo das quais as derivadas ($\partial P/\partial x$, $\partial v_x/\partial v_y$) são indeterminadas (linhas características).
2. Combine as equações de conservação diferenciais parciais de tal maneira, que sejam obtidas equações diferenciais ordinárias válidas apenas ao longo das linhas características.

3. Resolva as equações de compatibilidade passo a passo ao longo das linhas características, partindo das condições iniciais dadas em algum ponto ou região do escoamento.

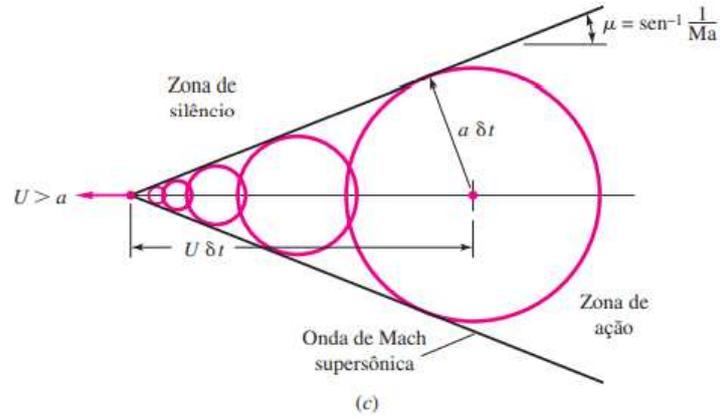


Figura 4.5 – Padrões de onda gerados por uma partícula movendo-se à velocidade U por meio de um fluido em repouso cuja velocidade do som é a . Fonte: Retirado de (WHITE, 2011).

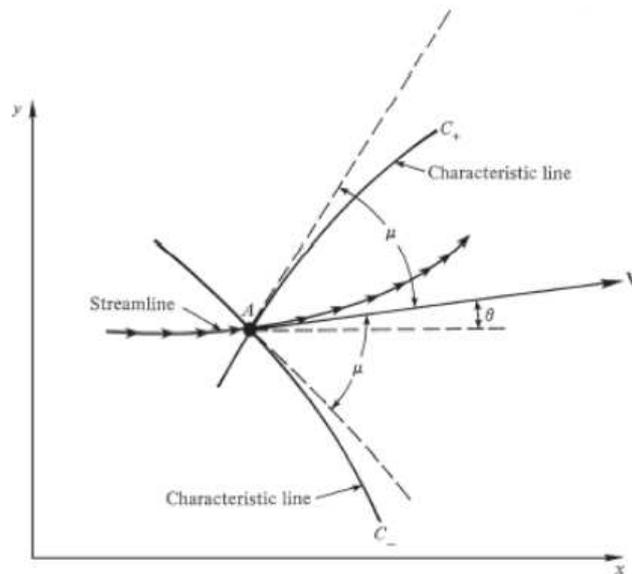


Figura 4.6 – Ilustração de linhas características que correm para a esquerda e para a direita. Fonte: Retirado de (ANDERSON, 2021).

No item 1, (ANDERSON, 2021) apresenta uma maneira de calcular a equação (ou equações) das linhas características, apresentada na equação 4.56. As equações diferenciais ordinárias obtidas no item 2 são chamadas de equações de compatibilidade, e para um escoamento bidimensional, estacionário, adiabático e irrotacional podem ser reduzidas na forma da equação 4.57, a qual representa a combinação das equações de continuidade,

quantidade de movimento e energia. A equação 4.57, pode ser integrada e obtida de forma algébrica, apresentada nas equações 4.58 e 4.59. O termo $\omega_{prtl}(M)$ nas equações de compatibilidade, é a chamada função de Prandtl-Meyer, apresentada na equação 4.60, que relaciona os ângulos de deflexão θ com os seus respectivos números de Mach em dois pontos do escoamento, como mostra a equação 4.61 e como está ilustrado na figura 4.7. As condições de contorno citadas no item 2, são as condições na seção da garganta e na seção da saída, com as duas principais condições de contorno inicialmente conhecidas sendo A_t na garganta, onde $M = 1$, e M_{ex} na seção da saída.

$$\left(\frac{dy}{dx}\right) = tg(\theta \mp \mu) \quad (4.56)$$

$$d\theta = \mp \sqrt{M^2 - 1} \frac{dv}{v} \quad (4.57)$$

$$\theta + \omega_{prtl}(M) = constante = K_- \quad (4.58)$$

$$\theta - \omega_{prtl}(M) = constante = K_+ \quad (4.59)$$

$$\omega_{prtl}(M) = \sqrt{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}} \cdot tg^{-1} \left(\sqrt{\frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \cdot (M^2 - 1)} \right) - tg^{-1} \left(\sqrt{M^2 - 1} \right) \quad (4.60)$$

$$\theta_2 = \omega_{prtl}(M_2) - \omega_{prtl}(M_1) \quad (4.61)$$

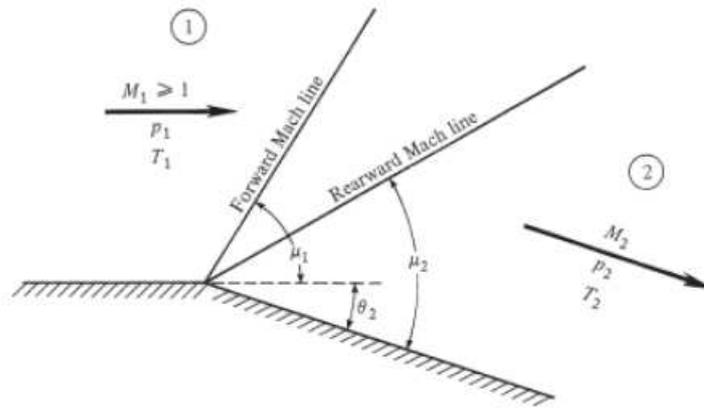


Figura 4.7 – Ondas de expansão de Prandtl-Meyer. Fonte: Retirado de (ANDERSON, 2021)

Analisando a figura 4.8, têm-se, por exemplo, que $K_{d,+} = K_{e,-}$, e $K_{e,-}$ por sua vez é igual a $K_{c,-}$, ou então $K_{a,-} = K_{1,-}$, sendo $K_{1,-}$ por sua vez igual a $K_{2,+}$. Além disso, são conhecidas (ou definidas) algumas condições iniciais, como, por exemplo $\theta_1 = \theta_e = \theta_d = 0^\circ$. Sabendo também que $\theta_d = 0$ e $M_d = M_{ex}$, é possível calcular $K_{d,+}$ e $K_{d,-}$ através das equações de compatibilidade 4.58 e 4.59. Ao ter o ω_{prtl} ao invés de M , como a função ω_{prtl} é bijetora, é possível calcular a sua inversa com algum método numérico, como

o método de Newton-Raphson, por exemplo, o qual é utilizado neste projeto, e então obter M em função de ω_{prtl} , e, portanto, obter também o ângulo de Mach μ , que será utilizado na equação 4.56, obtendo a inclinação das linhas características. Desta forma, todo o campo de fluxo pode ser mapeado ao longo das características. Em geral, as linhas características dependem do campo de fluxo, e as equações de compatibilidade são uma função da localização geométrica ao longo das linhas características (ANDERSON, 2021).

Construindo o perfil dessa forma, o ângulo de deflexão θ na figura 4.8 vai aumentando gradualmente na seção de expansão, que pode ser construída com quantos pontos forem necessários, até o ponto c , onde $\theta = \theta_{max}$, e então começa a diminuir gradualmente até atingir 0° na seção de saída. Vale destacar que a região $acejb$ na figura 4.8 é a região de expansão, e edj é a região onde o jato é uniforme e paralelo, com o número de Mach desejado e livre de choques. Esse tipo de expansão suavemente curvada torna o comprimento da seção divergente relativamente grande, principalmente em condições de operação com $P_a \rightarrow 0$.

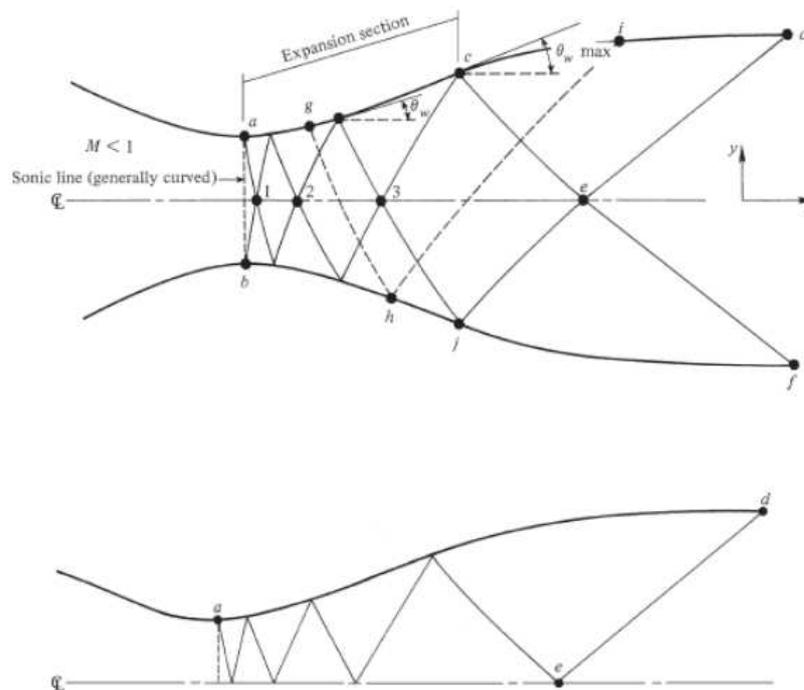


Figura 4.8 – Perfil construído utilizando MOC. Fonte: Retirado de (ANDERSON, 2021)

Expansões lentas são desejáveis para aplicações em túneis de vento, por exemplo, mas para motores-foguete, de modo a diminuir o peso, a expansão completa dos gases é diminuída a um único ponto, como ilustrado na figura 4.8, de modo a diminuir o comprimento do divergente e, portanto, diminuir o peso geral do sistema (ANDERSON, 2021), já que como afirma (RAO, 1958), o comprimento da tubeira é um ótimo indicador do peso do mesmo. Em tais tubeiras de comprimento mínimo, a seção de expansão é reduzida a

um ponto, e a expansão ocorre por meio de uma onda de Prandtl-Meyer centrada que emana de um ponto agudo na garganta com um ângulo θ_{max} . O comprimento da tubeira supersônica, denotado como $L_{div,min}$, é o valor mínimo consistente com um escoamento isentrópico e livre de choques. Se o comprimento calculado for mais curto que $L_{div,min}$, choques se desenvolvem na tubeira (ANDERSON, 2021).

Para calcular a tubeira de comprimento mínimo, são utilizadas novamente as equações de compatibilidade e as linhas características. Na figura 4.9, relacionando as equações de compatibilidade das linhas características do ponto a , c e b , é possível chegar na equação 4.62 para o θ_{max} . A partir daí, define-se um incremento de ângulo $d\theta$, e varia-se θ de $\theta \rightarrow 0^\circ$ até θ_{max} utilizando $d\theta$ como passo, então é possível calcular os outros termos das equações de compatibilidade, assim como o M e μ nesses pontos, definindo assim a primeira linha característica. Após isso, utilizando as equações de compatibilidade, as próximas características têm condições iniciais resultantes das características anteriores, e repete-se o processo de variação de $\theta = 0^\circ$ até θ_{max} , tudo isso acompanhando o crescimento do número de Mach até o valor de M desejado, onde então será obtida a geometria interna do divergente.

$$\theta_{max} = (1/2) * (\omega_{prtl}(M)) \quad (4.62)$$

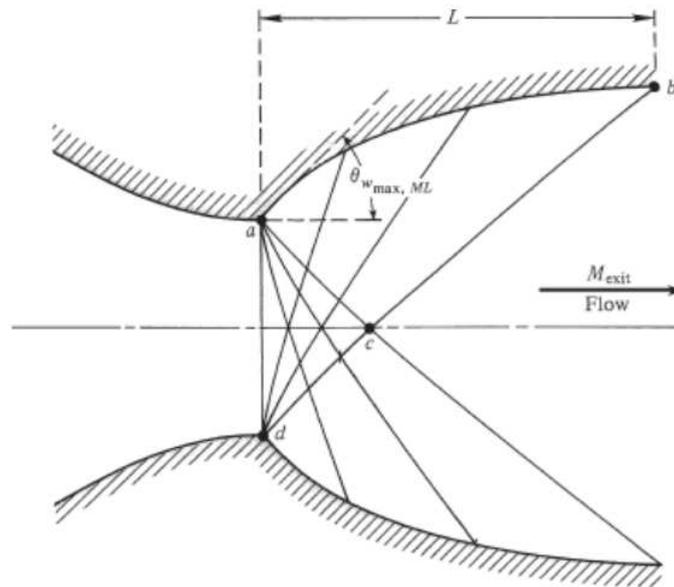


Figura 4.9 – Perfil construído utilizando MOC com comprimento mínimo. Fonte: Retirado de (ANDERSON, 2021)

4.2.4 Metodologia de Cálculo da Seção Divergente do L22N

Mesmo utilizando apenas um único ponto para o cálculo da expansão completa

dos gases de modo a obter o $L_{div,min}$ da seção divergente, o MOC ainda pode gerar geometrias relativamente grandes. Para superar tal obstáculo, (RAO, 1958) desenvolveu um método de construção de seção divergente baseado no MOC, mas que adiciona um comprimento desejado as condições de contorno, e busca o máximo empuxo possível para aquele comprimento de seção divergente, esse é o chamado método de Rao, já citado no início da subseção. O método de Rao, assim como o método das características, é relativamente difícil de ser entendido e aplicado, e segundo (RAO, 1958), a abordagem do problema apresentada por ele pode possuir um interesse matemático próprio. No projeto da seção divergente do L22N, o objetivo é atingir uma taxa de expansão $\epsilon_{aeat} = 200$, definida no capítulo 2, e por isso, como não há necessidade de um comprimento específico, e de modo a diminuir o tempo de desenvolvimento no projeto preliminar, não será utilizado o método de Rao.

O MOC por sua vez, busca um número de Mach definido na seção de saída, que pode resultar ou não na ϵ_{aeat} desejada, e de fato para o projeto, resultou em uma ϵ_{aeat} bem menor que a desejada. Para atingir o objetivo do projeto em relação a sua seção divergente da tubeira, a condição de contorno ϵ_{aeat} foi adicionada, e então um algoritmo foi desenvolvido para o cálculo da seção divergente da tubeira. O algoritmo inicia com um ângulo $d\theta_o \rightarrow 0$ arbitrário ou calculado através da equação 4.63, então calcula a geometria interna da seção divergente através do MOC e utiliza a taxa definida na equação 4.64 para avaliar o quão distante a $\epsilon_{aeat,a}$ calculada ou atual está da $\epsilon_{aeat,ref}$ desejada ou de referência. Quanto mais a taxa da equação 4.64 se aproxima de 1, mais a $\epsilon_{aeat,a}$ se aproxima da $\epsilon_{aeat,ref}$. Então inicia-se um processo iterativo no qual acrescenta-se um incremento de ângulo $d\theta_{inc}$ a $d\theta_o$ e recalcula-se o MOC e taxa. Conforme $\epsilon_{aeat,a} \rightarrow \epsilon_{aeat,ref}$, o ângulo incremental $d\theta_{inc} \rightarrow 0$. O processo iterativo continua até que $\epsilon_{aeat,a}$ seja ligeiramente maior $\epsilon_{aeat,ref}$ com $(\epsilon_{aeat,a} - \epsilon_{aeat,ref}) \rightarrow 0$ ou então até que atinja um número máximo de iterações definido pelo usuário. Na figura 4.10 está apresentado um fluxograma do algoritmo desenvolvido, lembrando que conforme $T_{a,ref} \rightarrow 1$, $d\theta_{inc} \rightarrow 0$

$$d\theta_o = \text{módulo}(\theta_{max} - \text{parte inteira}(\theta_{max})) \quad (4.63)$$

$$T_{a,ref} = \frac{\epsilon_{aeat,a}}{\epsilon_{aeat,ref}} \quad (4.64)$$

Embora as taxas de expansão da área da seção transversal da tubeira sejam calculadas em relação à área da seção transversal da garganta, o MOC é calculado a partir de uma seção transversal que se encontra ligeiramente após a seção da garganta, de modo a fornecer uma curvatura inicial a geometria interna. Essa curvatura é construída utilizando um arco R_n , definido por (KESSAEV, 1997) na equação 4.65 e ilustrado na figura 4.1, o qual liga a seção da garganta a seção inicial de onde o MOC é calculado. Portanto, uma vez definida T_n , a construção da geometria interna do divergente utilizando o MOC começa dos pontos $(x_{o,moc}, y_{o,moc})$, definidos respectivamente nas equações 4.66 e 4.67, onde x_{th} é o ponto do eixo de simetria onde se encontra a seção da garganta.

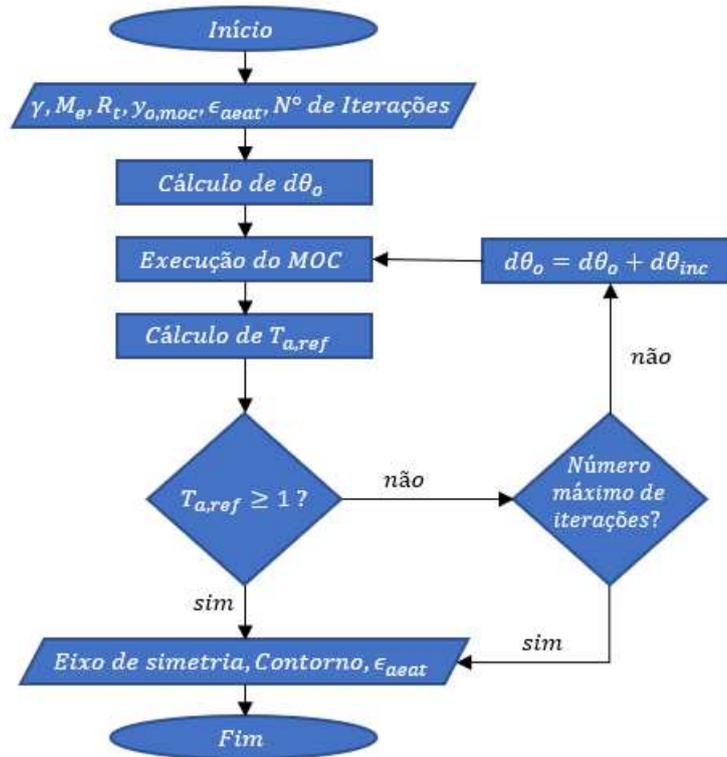


Figura 4.10 – Fluxograma do algoritmo utilizado para a construção da geometria interna da seção divergente da tubeira do MFPL L22N. Fonte: autor

$$R_n = T_n \cdot d_t \quad (4.65)$$

$$x_{o,moc} = x_{th} + R_n \cdot \text{sen}(\theta_{max}) \quad (4.66)$$

$$y_{o,moc} = R_t + R_n \cdot (1 - \text{cos}(\theta_{max})) \quad (4.67)$$

Com base em resultados empíricos, (KESSAEV, 1997) sugere que os valores da razão T_n variam de 0.1 a 0.2. Como referência, a seção divergente da geometria interna também foi calculada utilizando o método das aproximações parabólicas no software RPA. Com o método de cálculo da seção divergente da tubeira obtido para o projeto, os seguintes passos foram seguidos para o cálculo da geometria interna completa da tubeira da garganta até a seção de saída:

1. Calculou-se o arco R_n com T_n no intervalo sugerido por (KESSAEV, 1997) e tomando como base valores obtidos do RPA.
2. Calculou-se a geometria interna da seção divergente utilizando o algoritmo desenvolvido e tomando os valores obtidos no capítulo 3 e na seção 4.1 como condições de contorno.

Como pode ser observado na figura 4.3, e na maioria das equações desta seção, o parâmetro γ é um dos principais parâmetros no cálculo da seção divergente da tubeira,

em especial no cálculo do MOC abordado neste trabalho. Em uma operação real, é sabido que o valor de γ varia ao longo da geometria interna de um MFPL (SUTTON; BIBLARZ, 2017), mas considerar tal variação aumentaria sobre maneira a complexidade das análises, e de modo a simplificar os cálculos, é considerado um valor de γ constante na câmara (estagnação), e determinados valores de γ para outras seções transversais da geometria interna, como na seção da câmara ou da saída. O CEA e RPA são exemplos de aplicações que fazem essas suposições.

É possível construir a geometria interna da tubeira através do MOC considerando γ variável, mas por questões de complexidade, tempo hábil e aumento de custo computacional o algoritmo não foi desenvolvido considerando a variação desse parâmetro. Então, como γ assume um valor na câmara, um na seção da garganta e outro na seção de saída, foi necessária uma análise sobre qual é o melhor valor a ser utilizado dentro desse intervalo.

Os valores de γ utilizados, os quais são o γ na estagnação, seção da garganta e na saída, foram obtidos por meio de simulações no CEAPy. Para a definição do valor de γ , foram construídas geometrias internas da tubeira utilizando quatro valores diferentes de tal parâmetro. Os parâmetros considerados foram o valor de γ na saída, a média aritmética entre o γ na garganta e na saída, chamada de média simples, a média aritmética entre os três valores de γ , chamada de média aritmética e por fim a média logarítmica, definida na equação 4.51 (BAHDUR, 2019), entre os γ da garganta e da saída.

4.3 Metodologia de Cálculo da Geometria Interna Completa do L22N

A geometria interna do L22N foi construída de três maneiras diferentes, de modo a avaliar qual é a mais eficiente, tanto em termos mássicos, quanto em relação a atender os objetivos definidos na subseção 4.2.2. Tal geometria interna foi criada pelo autor através da biblioteca LPREpy (Liquid Propellant Rocket Engine in Python) (LPREPY, 2022), a qual foi desenvolvida pelo mesmo. A biblioteca foi usada para calcular todas as geometrias apresentadas neste trabalho, tendo como base a teoria e as sugestões apresentadas em (KESSAEV, 1997) e (ANDERSON, 2021). Na biblioteca estão implementadas funções que calculam a geometria (comprimento e diâmetro) da câmara, a seção convergente da geometria interna e a região interna da tubeira utilizando o MOC. A LPREpy utiliza como base para os cálculos parâmetros fornecidos pelo usuário e dados do CEA, também fornecidos ou calculados de forma automática utilizando o (CEAPY, 2022). Além da geometria interna, a LPREpy também calcula outras partes e parâmetros do motor, como os injetores de colisão de jatos e parâmetros de fluxo de massa. No trabalho as geometrias calculadas pela LPREpy também são chamadas de Kessaev-MOC.

A primeira e principal geometria foi construída utilizando relações baseadas em

(KESSAEV, 1997) para construção da geometria interna da câmara e sua seção convergente, e utilizando o MOC para a construção da seção divergente. A segunda geometria foi obtida do software RPA, utilizando o MPA para a construção da seção divergente, e a terceira geometria interna foi construída utilizando a geometria interna obtida do RPA até a seção da garganta, e utilizando o MOC na sua seção divergente.

4.4 Simulação de Escoamento 2D na Geometria Interna do L22N

4.4.1 Configurações da Simulação

De modo a avaliar qual é a melhor geometria interna a ser utilizado no projeto preliminar do L22N, foram realizadas simulações numéricas de escoamento de fluido, baseadas nas equações de Navier-Stokes. As simulações consideraram fenômenos como viscosidade, atrito, e parâmetros como propriedades do gás, do material, entre outros. Tais simulações de escoamento foram feitas no programa de computação científica e de engenharia Ansys Fluent (FLUENT, 2021) utilizando sua licença estudantil, por se tratar de um dos mais bem conceituados softwares de CFD (*Computational Fluid Dynamics*) em uso, com qualidade comprovada e reconhecida por empresas e pela comunidade científica. O embasamento teórico para executar as simulações pode ser encontrado em detalhes em (ANDERSON; DEGREZ, 2009) e (FERZIGER; PERIC, 2009).

Na configuração das simulações, para todas as geometrias avaliadas buscou-se manter a mesma configuração, como, por exemplo, condições de contorno, valores iniciais, modelo de turbulência, de viscosidade, método de resolução, número de Courant, qualidade de malha entre outras. Na tabela 4.2 estão apresentados alguns desses parâmetros, como o diâmetro hidráulico calculado com base na equação 4.68.

$$H_{diameter} = 4 \cdot \frac{V_{molhado}}{A_{molhada}} \quad (4.68)$$

Parâmetros	KES-MOC	RPA-MAP	RPA-MOC	Unidades
Pressão supersônica inicial	10			bar
Intensidade de turbulência	3			%
Temperatura na saída	298,15			K
Diâmetro Hidráulico	0,0408	0,0373	0,0402	m

Tabela 4.2 – Alguns parâmetros utilizados nas simulações 2D de escoamento do L22N.
Fonte: autor

Foram feitas muitas simulações de teste para identificar qual a melhor configuração padrão a ser utilizada, de modo a entregar resultados coerentes e sem um alto custo

computacional. O modelo de viscosidade utilizado foi o $k - \epsilon$ *realizable*, com equação da energia ativada. O fluido foi definido utilizando o modelo de gás ideal e com os parâmetros obtidos do CEAPy, como massa molecular, viscosidade, calor específico, entre outros, como mostra a tabela 4.3.

O principal objetivo das simulações é avaliar o quão distante os parâmetros calculados teoricamente e pelo CEAPy estão de uma modelagem que considera fenômenos como atrito e turbulência, que por sua vez levam a um comportamento mais próximo de uma operação real. Além disso, os resultados também servirão para serem comparados quando um teste experimental for realizado, servindo de base para aprimoramento dos modelos, por meio da inserção de fatores de correção nas equações, por exemplo. As principais variáveis de contorno também foram retiradas das análises executadas no CEAPy, como, por exemplo, pressão e a temperatura de estagnação, com os valores dessas variáveis apresentados na tabela 4.4.

Parâmetros	Região da câmara	Seção da garganta	Saída da tubeira	Unidades
Temperatura	3093,5700	2943,2900	986,2760	K
Calor específico	5369,8800	5191,7300	1468,3100	J/kg · K
Cond. térmica	1,0569	0,9603	0,0864	W/m · K
Viscosidade	9,8417e-5	9,5280e-5	4,4718e-5	kg/m · s
Massa molecular	25,8071	26,1259	27,8285	kg/kmol

Tabela 4.3 – Propriedades retiradas do CEAPy do gás produto de combustão utilizado na simulação. Fonte: autor

Principais Condições de Contorno Utilizadas na Simulação	Unidades
P_o	10 <i>bar</i>
T_o	3093 <i>K</i>
P_a vácuo (CEAPy)	294 <i>Pa</i>
P_a nível do mar	101325 <i>Pa</i>
Intensidade de turbulência	3%

Tabela 4.4 – Principais condições de contorno utilizadas na simulação. Fonte: autor

4.4.2 Metodologia de Análise e Escolha da Geometria Interna do L22N

Para a escolha da geometria interna do L22N, o principal parâmetro avaliado foi o número de Mach na seção de saída da tubeira. Através deste parâmetro é possível aferir o I_{sp} , o qual é um parâmetro de desempenho do motor, por meio da equação 4.69, já que o valor da gravidade e da velocidade do som são conhecidos, sendo possível também obter do Fluent a própria velocidade dos gases na seção de saída da tubeira.

$$I_{sp} = \frac{v_e}{g_o} \quad (4.69)$$

A pressão e temperatura na tubeira são parâmetros fortemente influenciados pela geometria da mesma, já que dependendo da geometria, existem diferentes gradientes de pressão e pode ocorrer mais ou menos carregamento térmico devido ao atrito viscoso. Como o gás é o mesmo em todas as simulações, considerando a equação 4.37, a velocidade do som nas geometrias avaliadas será influenciada pela temperatura, que por sua vez é influenciada pela geometria. Portanto, como esperado, quanto melhor dimensionada a geometria da tubeira, maior serão os valores de Mach e v_e , e, portanto, maior I_{sp} .

O número de Mach foi escolhido como parâmetro de avaliação porque nas seções anteriores foram apresentados os valores Mach, pressão e temperatura nas figuras. Por fim, como observado nas figuras, em uma seção transversal qualquer do MFPL, os valores dos parâmetros, como o número de Mach e temperatura variam, com o número de Mach tendendo a ser maior quanto mais perto do eixo de simetria do motor, por isso para a avaliação foram considerados os valores médios da seção de saída. Na tabela 6.5 estão apresentados alguns parâmetros das malhas utilizadas nas simulações e alguns outros parâmetros de controle.

4.5 Metodologia de Estimação da Melhor Geometria Tridimensional do L22N

Como método de avaliação da melhor geometria tridimensional, foi utilizada a taxa empuxo-peso TWR 4.70, que para artefatos espaciais segundo (KESSAEV, 1997), fica em torno de 1,2 a 1,5, e para o caso do L22N, devendo ser consideravelmente maior devido a sua simplicidade geométrica e pequenas dimensões. O empuxo foi calculado através da equação 4.71 disponível em (SUTTON; BIBLARZ, 2017), e o erro relativo em relação ao empuxo nominal teórico F_T de 22N foi calculado utilizando a equação 4.72.

$$TWR = \frac{F}{g_o \cdot M_{mfpl}} \quad (4.70)$$

$$F = I_{sp,v} \cdot \dot{m} \cdot g_o \quad (4.71)$$

$$E_{rel} = \frac{|valor\ medido - valor\ teórico|}{valor\ teórico} \cdot 100 \quad (4.72)$$

5 Dimensionamento dos Injetores

5.1 Introdução

O injetor é o componente do MFPL com a função de inserir, misturar e atomizar o propelente na câmara de combustão nas proporções e condições certas para produzir um processo de combustão eficiente e estável (HUZEL; HUANG, 1992). Para executar tal função, o injetor deve misturar o propelente e espalhá-lo de maneira simétrica a um determinado eixo em pequeníssimas gotas em um processo chamado de atomização, o qual melhora consideravelmente o processo de combustão estável, por isso também são chamados de atomizadores em literaturas mais especializadas, como em (LEFEBVRE; MCDONELL, 2017).

Segundo (ANDERSON; LONG; HEISTER, 2004), há várias maneiras de classificar os injetores, uma dessas formas de classificar um injetor é em relação a sua geometria, que por sua vez define o tipo da geometria do espalhamento de gotas a ser criado, e também em relação ao tipo de propelente ao qual o injetor está atomizando/misturando. Em relação à geometria do injetor, existem variados tipos para muitas aplicações, mas os injetores utilizados na ciência de foguetes são definidos por (LEFEBVRE; MCDONELL, 2017) como injetores ou atomizadores de pressão. Em relação ao tipo de propelente, os injetores são classificados em mono ou bipropelentes, com os injetores do tipo mono propelente atomizando apenas o combustível ou o oxidante isoladamente, enquanto os injetores bipropelentes misturam e atomizam o combustível e o oxidante. Existem outras classificações na literatura mais robustas e detalhadas como em (BAZAROV; YANG; PURI, 2004) que consideram aspectos como aplicação, perda de carga, mistura do propelente, etc., mas para o presente trabalho a classificação apresentada já é suficiente.

5.1.1 Escolha do Tipo de injetor Utilizado no L22N

Na ciência de foguetes são utilizados vários tipos e configurações de injetores, dependendo da aplicação e do tipo de motor a ser empregado. Alguns dos tipos mais utilizados são os injetores coaxiais, do tipo pinça (*pintle injectors*), centrífugos (*swirl injectors*) e de colisão de jatos (*impingement jet injectors*) (HUZEL; HUANG, 1992), como mostra a figura 5.1. Na figura 5.2 é possível observar as ilustrações de alguns padrões de atomização gerados por esses tipos de injetores. Considerando o caráter preliminar do projeto, orçamento limitado, as pequenas dimensões do L22, entre outros aspectos do projeto, o tipo de injetor escolhido foi o do tipo colisão de jatos. Esse tipo de injetor foi escolhido por ser considerado o menos complexo em relação aos outros, mas que, ao mesmo tempo, pode fornecer o desempenho necessário (ANDERSON; LONG; HEISTER,

2004). Sua menor complexidade facilita sua modelagem, fabricação, experimentação e o seu processo de otimização, levando a uma menor probabilidade de falhas.

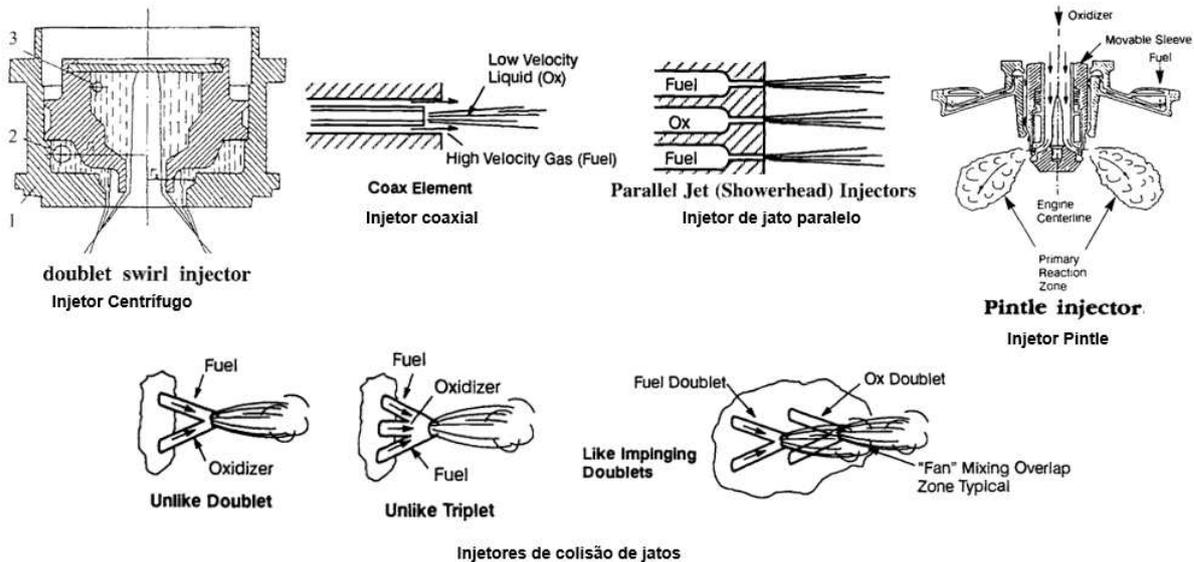


Figura 5.1 – Tipos de injetores. Fonte: adaptado de (HUZEL; HUANG, 1992) e (ITO, 2004)

5.1.2 Injetores de Colisão de Jatos

Como já exposto, a injeção por colisão de jatos é um dos métodos mais simples de injetar e distribuir o propelente em uma câmara de combustão de motor-foguete, além disso, possui uma alta eficácia de atomização e mistura devido ao uso direto das correntes de propelente escoando para dispersar o mesmo (ANDERSON; LONG; HEISTER, 2004), já que basicamente são injetores planos de orifícios circulares (LEFEBVRE; MCDONELL, 2017). A colisão pode ser feita entre propelentes do mesmo tipo ou não, e existem muitas configurações possíveis, no entanto, as mais comuns são as de colisão dupla, tripla, além de configurações com quatro e cinco jatos, em diferentes configurações de tipo de propelente, como mostra a figura 5.2. Ainda na figura 5.2 o termo *like* significa que o propelente é do mesmo tipo e o termo *unlike* que são propelentes diferentes.

Geralmente considera-se que o escoamento de um fluido em um atomizador de orifício circular simples, o qual é o caso dos injetores de colisão de jatos abordados neste trabalho, é semelhante ou igual ao de um tubo e, conseqüentemente, o tipo de escoamento está relacionada ao número de Reynolds R_e , definido na equação 5.1 (ANDERSON; LONG; HEISTER, 2004), podendo ser laminar ou turbulento ($R_e > 2000$) (WHITE, 2011). Outros dois números adimensionais importantes são o número de Weber e o número de Ohnesorge definidos na equação 5.2 e 5.3 respectivamente (BAYVEL;

ORZECOWSKI, 1993). Através desses números é possível avaliar preliminarmente a possibilidade da ocorrência ou não do fenômeno de atomização, como observado na figura 5.3, onde para regiões acima da linha verde as gotas já são consideravelmente menores do que no final do orifício do injetor, e em regiões acima da linha azul a atomização já pode ser considerada completa (SIRIGNANO; MEHRING, 2004). Avaliação semelhante pode ser feita utilizando os números de Weber e Ohnesorge.

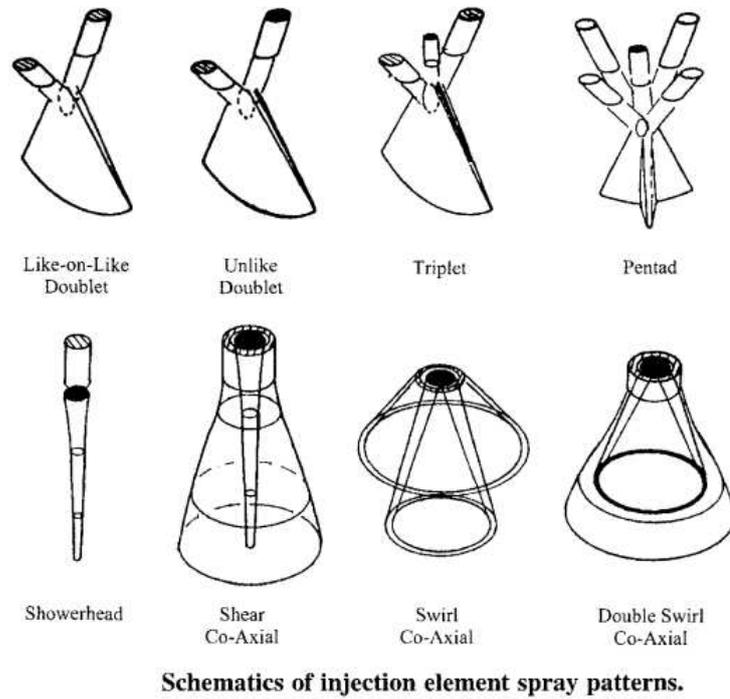


Figura 5.2 – Padrões de atomização em diferentes tipos de injetores. Fonte: adaptado de (ITO, 2004)

$$Re = \frac{\rho \cdot v_{inj} \cdot d_{o,inj}}{\mu} \quad (5.1)$$

$$We = \frac{\rho \cdot v_{inj}^2 \cdot d_{o,inj}}{\sigma} \quad (5.2)$$

$$Oh = \frac{\sqrt{We}}{Re} \quad (5.3)$$

A equação fundamental dos injetores de colisão de jatos está definida na equação 5.4, e o parâmetro alvo dessa equação é o diâmetro interno do injetor, definido através do parâmetro A_o . O principal parâmetro da equação 5.4 é o coeficiente de descarga C_D , um parâmetro experimental que considera perdas no circuito hidráulico do injetor, de modo que o dimensionamento dos injetores está fundamentalmente ligado a estimação correta de tal parâmetro, seja por meio de experimentos ou do uso de relações empíricas previamente desenvolvidas (LEFEBVRE; MCDONELL, 2017). Uma vez definido o C_D ,

e de posse dos outros parâmetros da equação, o diâmetro do injetor pode ser calculado. Na figura 5.4 é apresentada a relação entre Re e C_D .

$$\dot{m} = C_D \cdot A_o \cdot (2 \cdot \rho \cdot \Delta P)^{0.5} \quad (5.4)$$

Para definir de forma mais precisa o C_D , e o injetor de forma geral, de (LEFEB-

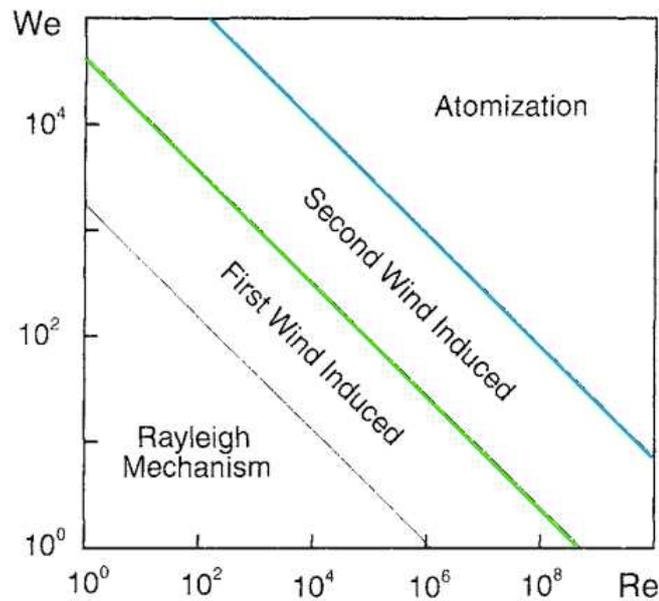


Figura 5.3 – Modos de distorção e desintegração de escoamento líquidos no plano Reynolds-Weber. Fonte: Adaptado de (SIRIGNANO; MEHRING, 2004)

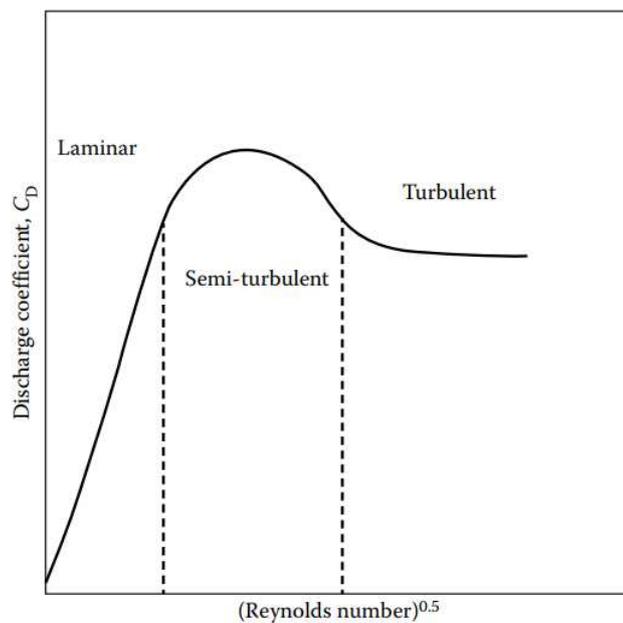


Figura 5.4 – Relação entre Re e C_D obtida a partir de vários experimentos. Fonte: (LEFEBVRE; MCDONELL, 2017)

VRE; MCDONELL, 2017) e (ANDERSON; LONG; HEISTER, 2004) foram selecionados alguns dos principais parâmetros que devem ser considerados, dentre eles:

- R_e : Número de Reynolds
- l_o/d_o : Taxa comprimento-diâmetro do injetor
- ΔP : Queda de pressão
- Velocidade de injeção
- Angulo de inclinação dos jatos
- Cavitação
- Distância dos orifícios do injetor ao ponto de impacto

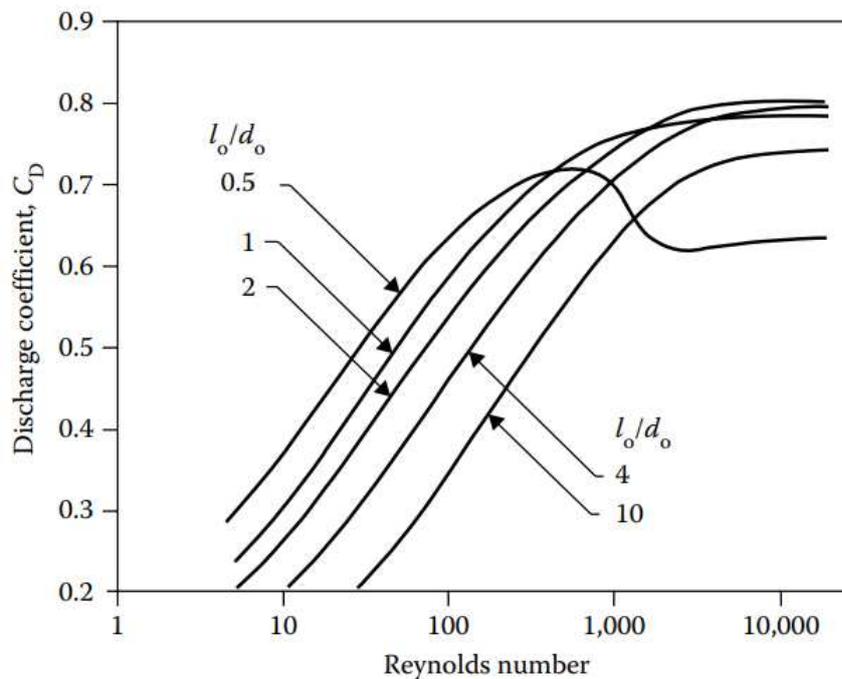


Figura 5.5 – Relação entre l_o/d_o , R_e e C_D obtida a partir de experimentos. Fonte: (LEFEBVRE; MCDONELL, 2017)

Dentre esses parâmetros, é importante destacar a cavitação, cuja definição pode ser encontrada em (WHITE, 2011), que tem um grande impacto no desempenho do injetor através da sua influência no C_D , podendo também levar a uma falha devido à erosão que o fenômeno causa nas paredes do injetor (LEFEBVRE; MCDONELL, 2017). Outro parâmetro de especial importância é o l_o/d_o , pois através dele foram construídas relações empíricas que com R_e estimam valores de C_D considerando um fluxo sem cavitação (LEFEBVRE; MCDONELL, 2017). Na figura 5.5 é possível observar a relação entre l_o/d_o ,

R_e e C_D , com um C_D experimental máximo estimado em aproximadamente 0.8. Outros parâmetros relevantes serão discutidos aplicadamente ao projeto na seção 5.2.

5.1.3 Cabeçote de Injeção

Para atomizar o propelente, os orifícios de saída dos injetores de maneira geral precisam ser pequenos. Por isso, de modo a alcançar as condições de fluxo necessárias para um MFPL de porte convencional, são utilizados muitos injetores posicionados ou construídos juntos em outra peça chamada cabeçote de injeção. O cabeçote de injeção é uma peça de grande complexidade que conecta as linhas de alimentação e/ou saída da jaqueta de refrigeração aos injetores. No cabeçote de injeção, os injetores podem ser configurados de diversas maneiras, seja geometricamente, em relação ao seu fluxo, tipo de atomização ou se é bi ou monopropelente. Tudo depende do objetivo a que se quer chegar, como, por exemplo, melhorar a eficiência da combustão, melhorar o resfriamento da câmara ou controlar o empuxo.

5.2 Metodologia de Análise e Dimensionamento dos Injetores de Colisão de Jatos

No projeto dos injetores, buscou-se uma configuração simples e com desempenho capaz de gerar as condições necessárias na câmara de combustão. Para isso foram avaliados diversos aspectos do projeto dos injetores, como gradiente de pressão, velocidade de injeção, folha de atomização, cavitação, turbulência, fluxo de massa, SMD da gota injetada, entre outros parâmetros importantes para o processo de atomização, apresentados e explicados principalmente em (LEFEBVRE; MCDONELL, 2017), (ANDERSON; LONG; HEISTER, 2004) e (BAYVEL; ORZECOWSKI, 1993). Para a realização de todos esses cálculos também foi utilizada a biblioteca LPREpy.

Devido as pequenas dimensões do L22N e ao seus baixos níveis de fluxo de massa, não foi necessário o dimensionamento de um cabeçote de injeção com muitos injetores. A partir disso, a configuração escolhida emprega um injetor central de oxidante, e três injetores de combustível posicionados simetricamente em volta do injetor central. Segundo (LEFEBVRE; MCDONELL, 2017), a colisão dos jatos dos injetores forma uma folha de atomização que pode ser plana ou cônica, como ilustra a figura 5.6, a configuração de três injetores de combustível foi utilizada buscando obter melhor simetria na folha de atomização formada. Além disso, dado que o óxido nítrico pode apresentar comportamento bifásico ou mesmo chegar na câmara na forma de gás, tal configuração permite que a colisão continue ocorrendo somente entre o nitrometano, mantendo minimamente uma simetria.

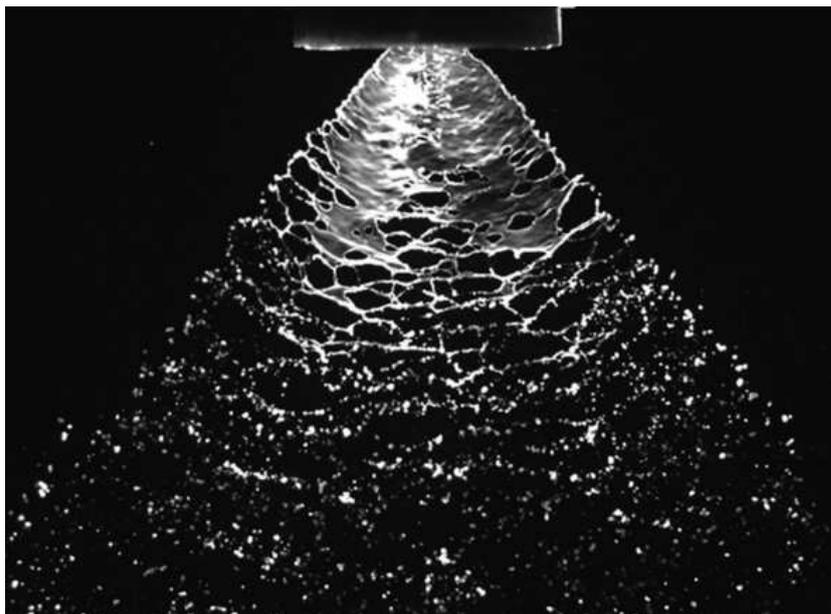


Figura 5.6 – Exemplo de folha de atomização. Fonte: Adaptado de (LEFEBVRE; MCDONELL, 2017)

Outro parâmetro importante é a velocidade de injeção, definida na equação 5.5, e quanto maior tal velocidade melhor a qualidade da folha de atomização e, portanto, do processo de atomização, como mostra figura 5.7. A velocidade de injeção depende diretamente da queda de pressão no injetor, calculada utilizando as equações 4.23 e 4.24. Outro parâmetro que depende diretamente da queda de pressão é o SMD (*Sauter Mean Diameter*) definido na equação 4.22, já que os principais componentes da equação são o $d_{o,inj}$ e a v_{inj} . O SMD é definido como a razão entre o volume e a área superficial do *spray* ou folha de atomização, é geralmente preferido para aplicações que envolvem transferência de calor e massa para gotas líquidas, sendo entendido como uma medida representativa da gota injetada, que deve ser a menor possível (LEFEBVRE; MCDONELL, 2017), (BAYVEL; ORZECOWSKI, 1993). Na figura 5.8 estão apresentados valores de SMD e velocidade de injeção na câmara em função da queda de pressão, considerando um $d_{o,inj}$ de 0,3 mm para o combustível e de 0,5 mm para o oxidante.

$$v_{inj} = \sqrt{\left(\frac{2 * \Delta P}{\rho}\right)} \quad (5.5)$$

Analisando a equação 5.4, de posse do fluxo de massa e taxa de mistura do propelente no motor, das propriedades físicas do par propelente e da queda de pressão, fica faltando apenas o valor de C_D para que os diâmetros dos injetores sejam definidos. Como já exposto, o C_d é o parâmetro que considera as perdas de pressão ocorridas no circuito hidráulico, da inserção nas linhas até a injeção. Um dos principais parâmetros que influenciam negativamente o C_D como também já exposto é a cavitação. Segundo (LE-

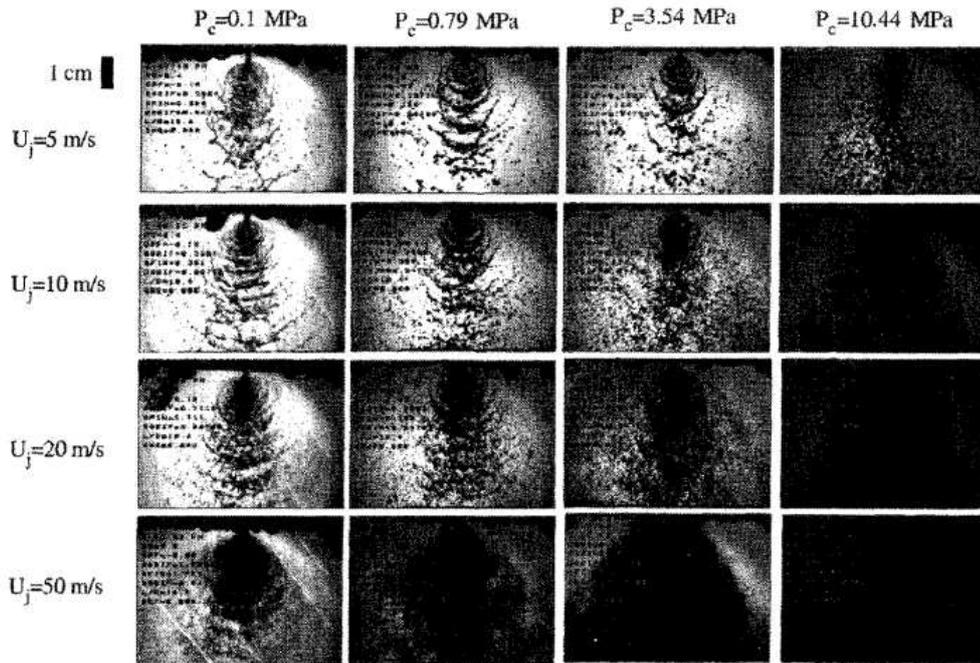


Figura 5.7 – Folha de atomização em função da pressão e velocidade de injeção. Fonte: Adaptado de (ANDERSON; LONG; HEISTER, 2004)

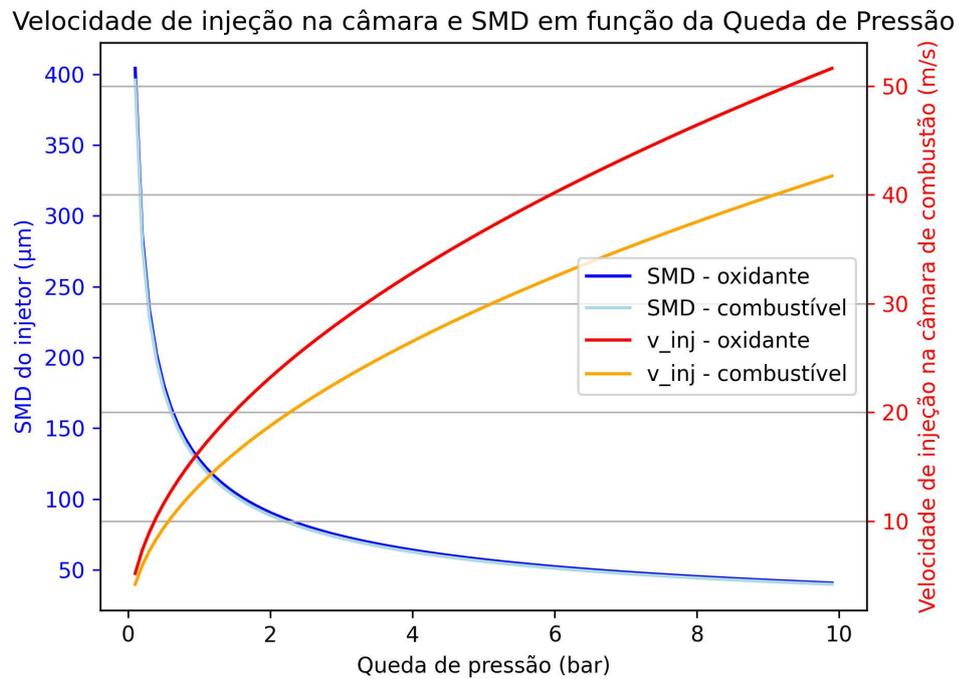


Figura 5.8 – SMD e velocidade de injeção em função de ΔP , com $d_{o,inj} = 0,3$ mm para o combustível e $0,5$ mm para o oxidante. Fonte: Autor.

FEVRE; MCDONELL, 2017), na prática, no escoamento em um injetor, tanto fluxos cavitantes como não cavitantes podem ocorrer, dependendo das condições de operação.

Em (LEFEBVRE; MCDONELL, 2017) também estão disponíveis algumas relações empíricas obtidas por (LICHTAROWICZ; DUGGINS; MARKLAND, 1965), (NAKAYAMA, 1961) e (ASIHMIN; GELLER; SKOBEL'CYN, 1961), para determinados intervalos de R_e e l_o/d_o considerando condições de fluxo não cavitante.

A partir da figura 5.9, (LICHTAROWICZ; DUGGINS; MARKLAND, 1965) obteve a equação 5.6 que estima o $C_{D,max}$ para o intervalo de l_o/d_o apresentado na tabela x, (NAKAYAMA, 1961) também estimou o intervalo $C_{D,max}$ através da equação 5.7, considerando os valores de l_o/d_o na tabela 5.1 e para altos números Reynolds. Além dessas relações, (NAKAYAMA, 1961), (LICHTAROWICZ; DUGGINS; MARKLAND, 1965) e (ASIHMIN; GELLER; SKOBEL'CYN, 1961) também estimaram as equações 5.8, 5.10, 5.9 respectivamente, que estimam o C_D considerando intervalos determinados de l_o/d_o e R_e . Também existem relações para estimação de C_D considerando condições de fluxo cavitante, mas como trata-se do projeto preliminar, tais condições não foram abordadas, e, além disso, é mais eficiente fazer o cálculo básico dos injetores considerando condições ideais ou próximas do ideal, e então otimizar o dimensionamento por meio de testes experimentais, já que para o caso dos injetores, tais experimentos não tem um custo alto.

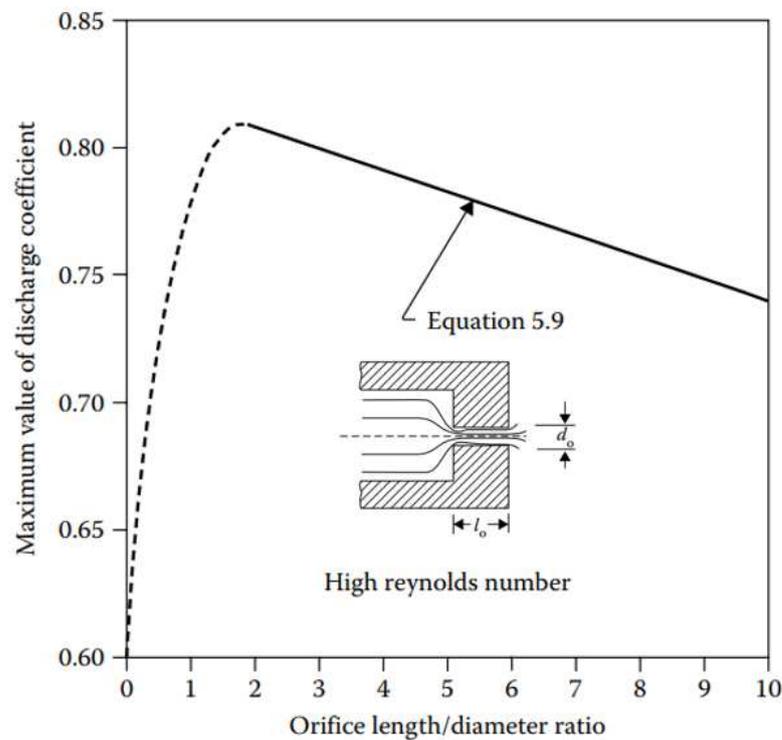


Figura 5.9 – C_D em função de l_o/d_o . Fonte: Adaptado de (LEFEBVRE; MCDONELL, 2017).

$$C_{D,max,lich} = 0,827 - 0,008 \cdot \frac{l_o}{d_{o,inj}} \quad (5.6)$$

$$C_{D,max,naka} = 0,868 - 0,0425 \cdot \sqrt{\left(\frac{l_o}{d_{o,inj}}\right)} \quad (5.7)$$

$$C_{D,naka} = \frac{Re^{5/6}}{17,11 \cdot l_o/d_o + 1,65 \cdot Re^{0,8}} \quad (5.8)$$

$$C_{D,asih} = \left[1,23 + \frac{58 \cdot (l_o/d_o)}{Re}\right]^{-1} \quad (5.9)$$

$$\frac{1}{C_{D,lich}} = \frac{1}{C_{D,max,lich}} + \frac{20}{Re} \cdot \left(1 + 2,25 \cdot \frac{l_o}{d_o}\right) \quad (5.10)$$

De posse de uma maneira de estimar o C_D , última variável restante para o cálculo do $d_{o,inj}$ dos injetores, foram definidos os seguintes passos para o cálculo do mesmo:

1. Estimativa inicial de C_d e l_o/d_o com base na teoria e escolhas de projeto apresentadas.
2. Cálculo de $d_{o,inj}$, v_{inj} , Re e We ideais com base no C_d e l_o/d_o estimado.
3. Utilização dos parâmetros estimados e calculados no item anterior para o cálculo do C_D utilizando as relações empíricas apresentadas para fluxo não cavitante.
4. Cálculo de $d_{o,inj}$, v_{inj} , Re e We utilizando os valores de C_D calculados no item anterior.
5. Avaliação de qual valor de C_d calculado no item anterior gera parâmetros com valores coerentes e se encaixa melhor nos intervalos de l_o/d_o e Re .
6. Escolha do $d_{o,inj}$ com base na avaliação feita no item anterior.

C_D	Re mínimo	Re máximo	l_o/d_o mínimo	l_o/d_o máximo	Acurácia
$C_{D,max,lich}$			2	10	1%
$C_{D,max,naka}$		$> 1,5 \cdot 10^5$	1,5	17	
$C_{D,naka}$	550	7000	1,5	17	2,8 %
$C_{D,asih}$	100	150000	2	5	1,5%
$C_{D,lich}$	10	20000	2	10	%

Tabela 5.1 – Intervalos de Re e l_o/d_o para as relações de estimação de C_D utilizadas.
Fonte: Adaptado de (LEFEBVRE; MCDONELL, 2017).

Os cálculos descritos acima também foram realizados utilizando a biblioteca LPREpy. Para estimativa inicial, embora o C_D máximo experimental seja de aproximadamente 0,8, segundo (LEFEBVRE; MCDONELL, 2017), na prática, o C_D fica por volta de 0,7, e quando há ocorrência de cavitação, tal C_D cai para aproximadamente 0,6. Além disso, (VASILIYEV; KUDRYAVTSEV; AL, 1959) cita valores experimentais de C_D de aproximadamente 0,68 para outros tipos de injetores. l_o/d_o por sua vez, desde fique em um

intervalo de 1 a 4 aproximadamente, não influencia de forma considerável o C_D como mostra a figura 5.5, já que $Re > 10000$ em praticamente todas as análises executadas. Portanto, como estimativa inicial, os valores adotados foram de $C_D = 0,65$ e $l_o/d_o = 2$. Em relação ao ângulo θ_{imp} de inclinação dos jatos, segundo (ANDERSON; LONG; HEISTER, 2004), o mesmo fica por volta de $2 \cdot \theta_{imp} = 60^\circ$, com a distância d_{imp} do plano dos injetores ao ponto de impacto sendo aproximadamente cinco vezes a taxa l_o/d_o , como ilustra a figura 5.10.

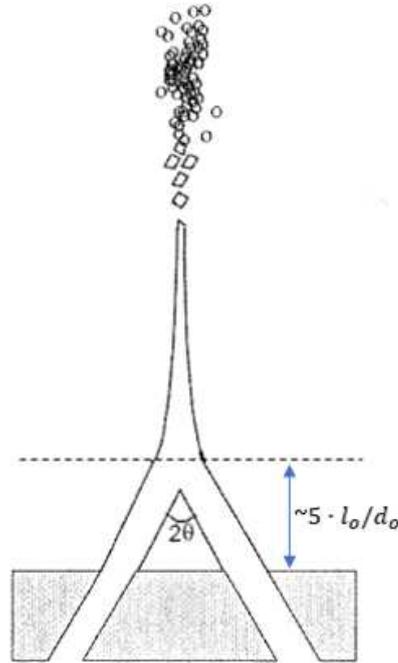


Figura 5.10 – Ângulo de inclinação dos jatos e distância do ponto de impacto. Fonte: Adaptado de (ANDERSON; LONG; HEISTER, 2004).

6 Resultados

6.1 Escolha e Análise dos Propelentes

6.1.1 Propelentes Selecionados

Considerando os requisitos apresentados na seção 3.2, os seguintes propelentes foram selecionados:

- Oxidantes:

Oxido Nitroso - N_2O (l)

- Combustíveis:

Nitrometano — CH_3NO_2 (l)

Etanol — CH_2H_5OH (l)

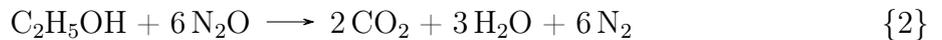
O oxido nitroso, amplamente utilizável na medicina, é um gás estável a temperatura ambiente, que segundo o NIST (*National Institute of Standards and Technology*), tem ponto de ebulição a 184,7 K ou a aproximadamente -90 °C (STANDARDS; TECHNOLOGY, 2001). Embora seja criogênico, não tem pontos de ebulição tão críticos quanto LOx , sendo também denominado de semi-criogênico. Comparado com outros oxidantes líquidos, é mais barato, com operação mais fácil e mais segura, além de possuir maior disponibilidade de aquisição pela empresa. Uma desvantagem do N_2O é que pode apresentar comportamento bifásico durante a operação, o que pode levar a um baixo desempenho dos injetores e portando da câmara na totalidade.

O nitrometano é um líquido límpido e incolor com um leve odor frutado, amplamente disponível e contando com uma ampla variedade de aplicações, como combustível de carros esportivos, aeromodelos, e também como solvente para processamento e análise química (BOYER, 2005). O nitrometano foi escolhido, pois nos últimos anos a indústria aeroespacial vem buscando substitutos (propelentes verdes) para monopropelentes tóxicos como a Hidrazina (MAYER; WIELING, 2018), e o mesmo além de ser considerado um propelente verde tem uma vantagem de desempenho significativa sobre a hidrazina (MAYER; WIELING, 2018), e oferece potencial para atender a essa necessidade de substituição com melhor desempenho do que as atuais alternativas propostas (BOYER, 2005). O nitrometano também mostra uma melhoria de quase 50% em relação ao peróxido de hidrogênio a 98% (o mais alto disponível comercialmente), o que é interessante devido à sua natureza “verde” não tóxica (BOYER, 2005). Uma das desvantagens do nitrometano é sua característica corrosiva (BOYER, 2005), no entanto, os ganhos de desempenho po-

dem compensar tal desvantagem e tornar viável esforços para compensar esse aspecto da substância.

O etanol é um líquido volátil, inflamável e incolor. Além de ser um propelente verde largamente utilizado como combustível convencional, o que o torna um propelente com baixo custo de aquisição e de alta disponibilidade, o etanol também tem bom desempenho quando comparado a outros propelentes (MAYER; WIELING, 2018), e vem sendo muito pesquisado e testado para uso no setor aeroespacial em diversos trabalhos ao redor do mundo, como, por exemplo, em (YOUNGBLOOD, 2015). Esses pontos fazem com que o combustível seja uma escolha natural a ser avaliada. É importante destacar que os três propelentes selecionados para avaliação são propelentes verdes, reduzindo desta maneira o impacto que uma missão aeroespacial causa ao meio ambiente, e estando em consonância com a mudança que a indústria de forma geral vem tentando implementar.

A partir de equações estequiométricas simplificadas e utilizando dados do (STANDARDS; TECHNOLOGY, 2001), foram calculadas as razões de mistura estequiométrica dos pares Nitrometano-Óxido Nitroso e Etanol-Óxido Nitroso, as quais são 1,082 (ou aproximadamente 1) e 6, respectivamente. As equações estequiométricas simplificadas utilizadas da reação entre N_2O e CH_3NO_2 (1) e da reação entre N_2O e C_2H_5OH (1) são, respectivamente:



6.1.2 Resultados das Comparações das Misturas Selecionadas

Com base no que foi apresentado na seção 3.5, nas figuras 6.1 e 6.2 estão os gráficos do $I_{sp,T}$ em função da razão de mistura k_{mr} e da taxa de expansão da área do divergente ϵ_{aeat} para os combustíveis etanol e nitrometano, ambos utilizando o óxido nitroso como oxidante. Vale ressaltar que embora o óxido nitroso deva estar pressurizado e líquido no tanque, as temperaturas de entrada dos propelentes utilizadas para a análise foi a temperatura ambiente de 298,15 K ou 25 °C.

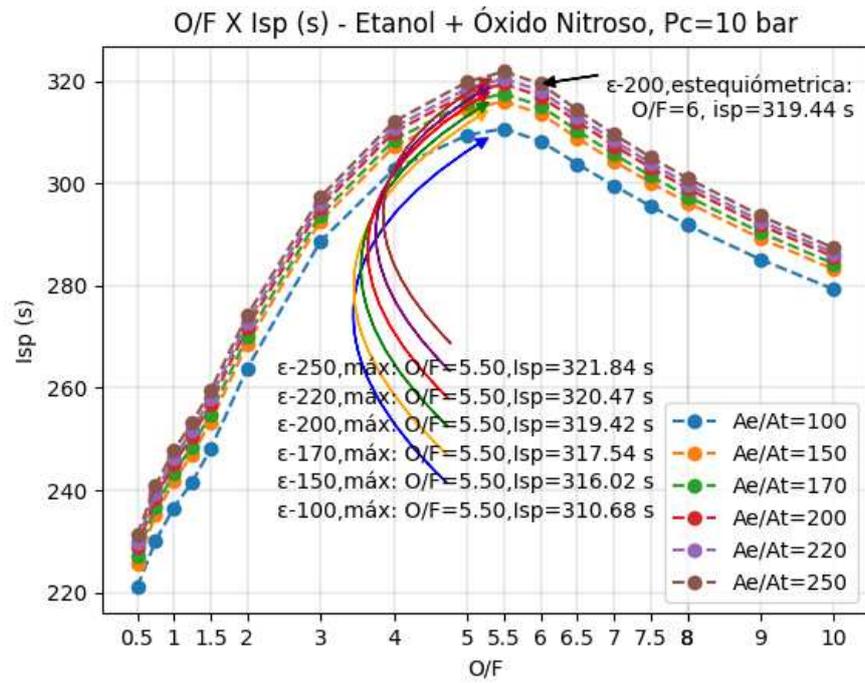


Figura 6.1 – $I_{sp,T}$ em função da k_{mr} e ϵ_{aeat} para o par Etanol/Óxido Nitroso. Fonte: autor.

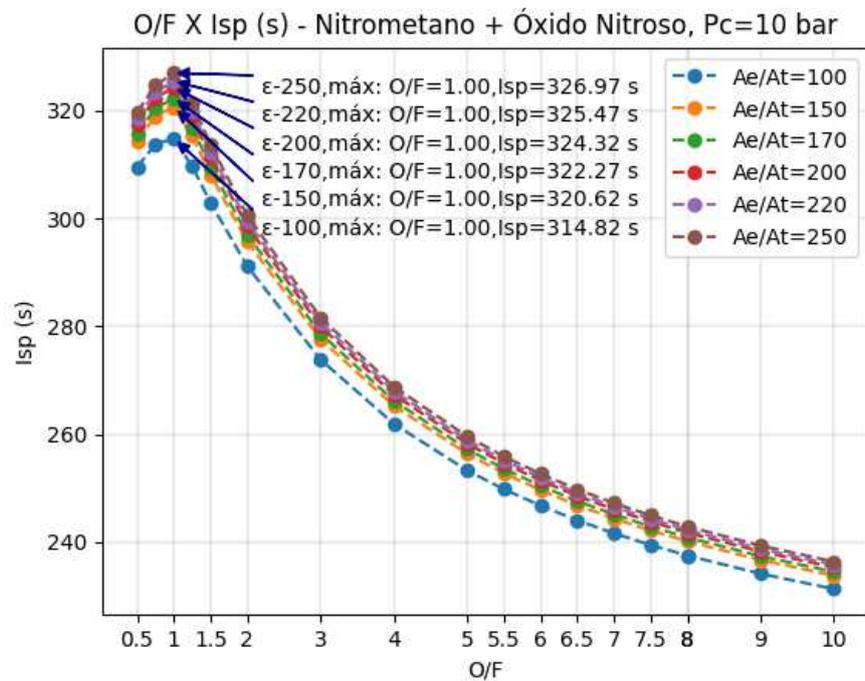


Figura 6.2 – $I_{sp,T}$ em função da k_{mr} e ϵ_{aeat} para o par Nitrometano/Óxido Nitroso. Fonte: autor.

Analisando o comportamento do $I_{sp,T}$ em função da razão de mistura a partir dos gráficos 6.1 e 6.2, conclui-se que para o nitrometano e óxido nitroso, a k_{opt} é igual a k_{est} , por volta de $k_{opt} = 1$. Já para a mistura etanol-óxido nitroso, a k_{opt} é levemente menor que a k_{est} , com a $k_{opt} = 5,5$ e a razão de equivalência $k_{equi} = 1,09$. Em relação à taxa de expansão da tubeira, é possível perceber que à medida que ϵ_{aeat} cresce, o $I_{sp,T}$ também cresce, mas a partir de $\epsilon_{aeat} = 200$, são obtidos ganhos incrementais muito pequenos de $I_{sp,T}$. Portanto, buscando o equilíbrio entre ganho de desempenho e aspectos dimensionais do projeto, a taxa de expansão de área escolhida foi $\epsilon_{aeat} = 200$. Na figura 6.3 estão os gráficos do $I_{sp,T}$ em função do k_{mr} do par propelente nitrometano/óxido nitroso e etanol/óxido nitroso, considerando $P_c = 10$ bar e $\epsilon_{aeat} = 200$.

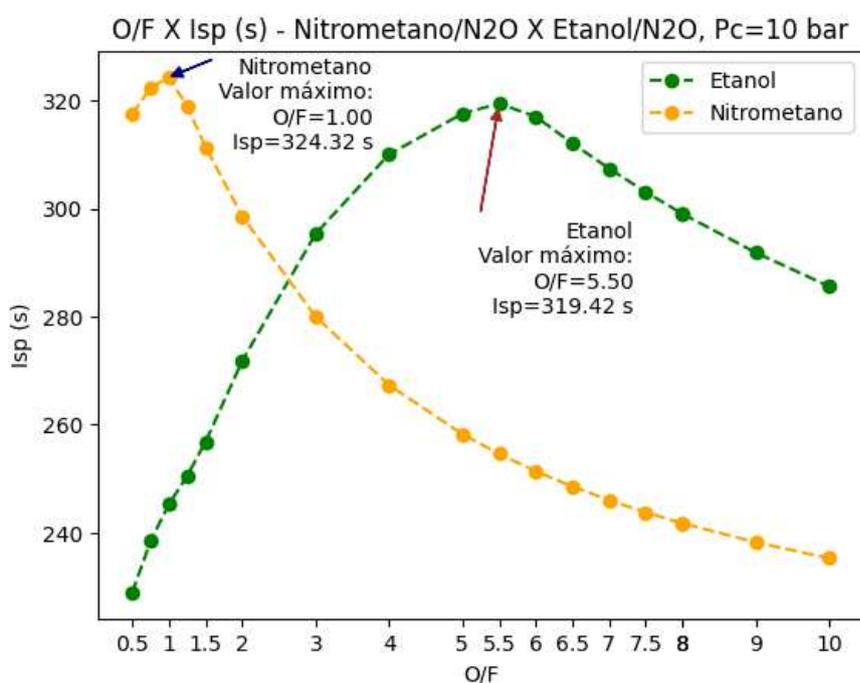


Figura 6.3 – $I_{sp,T}$ em função da k_{mr} com $\epsilon_{aeat} = 200$, do Nitrometano+N₂O e Etanol+N₂O. Fonte: autor.

Em relação ao impulso de densidade específica, na figura 6.4 estão os gráficos do I_d dos dois pares propelentes considerados.

A partir das considerações feitas sobre desempenho, razão de mistura e densidade, o propelente escolhido foi o par propelente nitrometano/óxido nitroso. O nitrometano além de apresentar maior desempenho, também tem uma $k_{opt} = 1$, auxiliando no resfriamento das paredes da câmara de combustão, enquanto praticamente metade do fluxo de propelente estará passando pela jaqueta de refrigeração. Além disso, o nitrometano/óxido nitroso tem um impulso densidade maior, mostrando a sua eficiência em relação ao *design* das estruturas, como, por exemplo, os tanques de armazenamento de propelente.

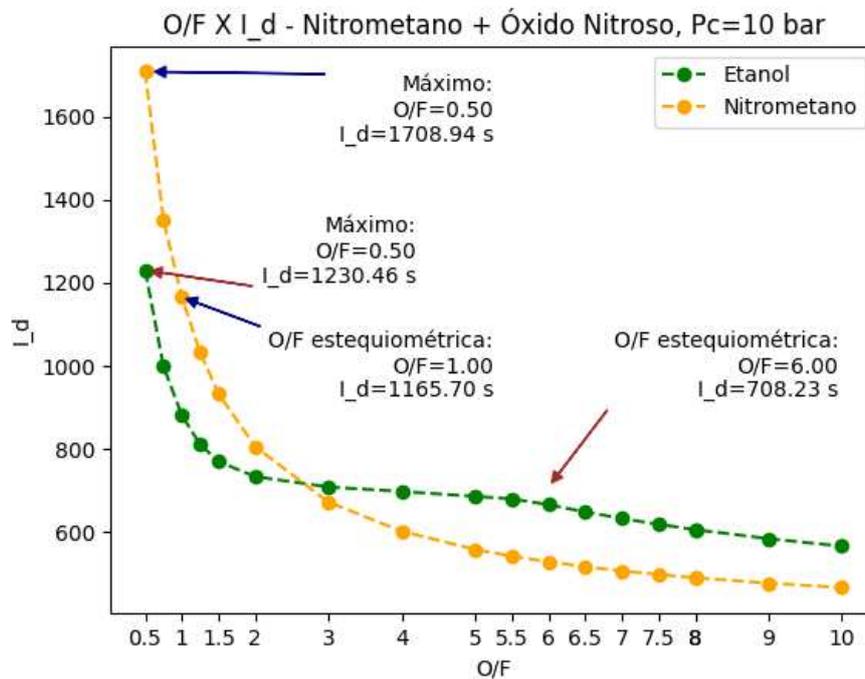


Figura 6.4 – I_d em função da k_{mr} com $\epsilon_{aet} = 200$, do Nitrometano+N₂O e Etanol+N₂O. Fonte: autor.

6.1.3 Parâmetros de Desempenho Estimados

Com base nas considerações feitas na seção 3.6, na tabela 6.1 estão apresentados os parâmetros de desempenho teóricos e estimados, assim como os valores de ϕ_c , ϕ_{tub} e ϕ_s utilizados, baseados em (KESSAEV, 1997), (HUZEL; HUANG, 1992) e (PONOMARENKO, 2013), e tomando os resultados do RPA como referência.

	c^* (m/s)	C_f	I_{sp} (s)	$I_{sp,v}$ (s)
$CEA_{teorico}$	1574,22	2,0210	324,31	333,75
$RPA_{teorico}$	1560,43	2,0717	320,52	329,64
ϕ_c	0,9590			
ϕ_{tub}	0,9779			
ϕ_s	0,9378			
$CEA_{estimativa}$	1509,67	1,9763	304,14	313,00
$RPA_{estimativa}$	1496,47	2,0259	300,02	309,14
Diferença %	0,87	2,44	1,16	1,23

Tabela 6.1 – Parâmetros de desempenho do L22. Fonte: autor.

6.2 Resultados do Dimensionamento das Geometrias Internas Avaliadas para o L22N

6.2.1 Geometria Interna da Câmara de Combustão

Na tabela 6.2 estão os parâmetros do contorno interno da câmara do L22N obtidos no software RPA e pelo método de (KESSAEV, 1997) utilizando a biblioteca (LPREPY, 2022). Na figura 6.5 está o contorno calculado seguindo método de (KESSAEV, 1997) e o contorno obtido do RPA. A diferença significativa dos valores do termo κ_r se dá devido à diferença nos métodos utilizados para a construção da geometria interna.

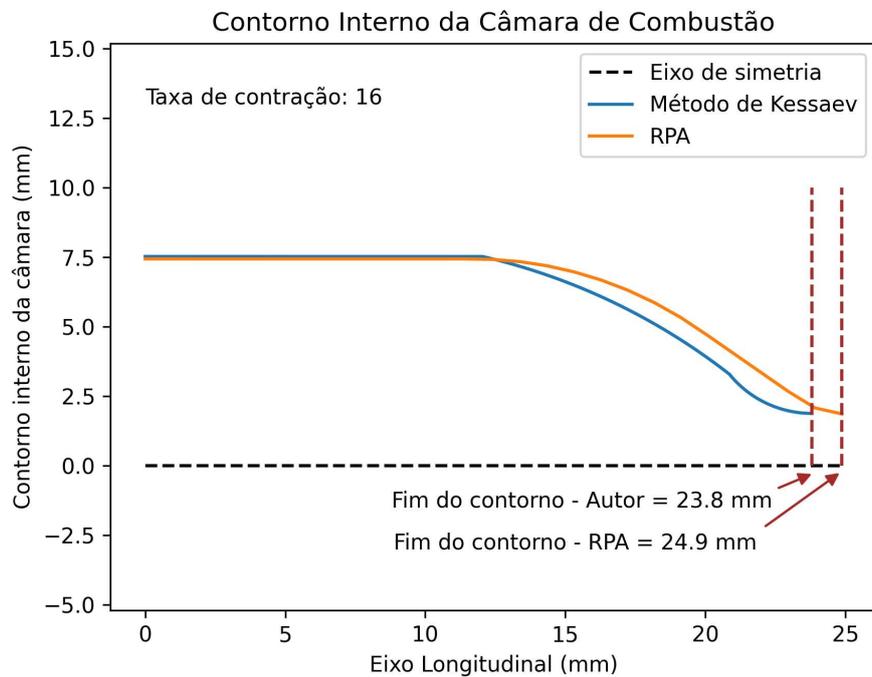


Figura 6.5 – Comparação do contorno interno da câmara de combustão — Kessaev x RPA. Fonte: autor.

Parâmetros	RPA	LPREpy	Unidades
R_t	1,8650	1,8824	mm
d_c	14,9400	15,0588	mm
ϵ_{acat}	16,0000	16,0000	
L_c	25,0000	23,7954	mm
R_1	2,7900	3,7647	mm
κ_r	5,0287	1,5000	

Tabela 6.2 – Parâmetros do contorno interno da câmara. Fonte: autor.

6.2.2 Geometria Interna da Tubeira

Para realizar o dimensionamento da tubeira, as condições de contorno utilizadas ou calculadas estão apresentadas na tabela 6.3. Com base no que foi apresentado na seção 4.2.4, na figura 6.6 estão apresentadas as geometrias internas construídas utilizando o algoritmo desenvolvido para os diferentes valores de γ calculados.

Condições de Contorno		Valores de γ	
M_{ex}	5,2307	Média simples	1,1913
$R_t(mm)$	1,8824	Média aritmética	1,1707
$y_{o,moc}(mm)$	2,1469	Média Logarítmica	1,1799
Número de iterações	10^6	Na seção da saída	1,2555
ϵ_{aeat}	200		

Tabela 6.3 – Condições de contorno utilizadas na construção da geometria interna da seção divergente da tubeira do L22N. Fonte: autor.

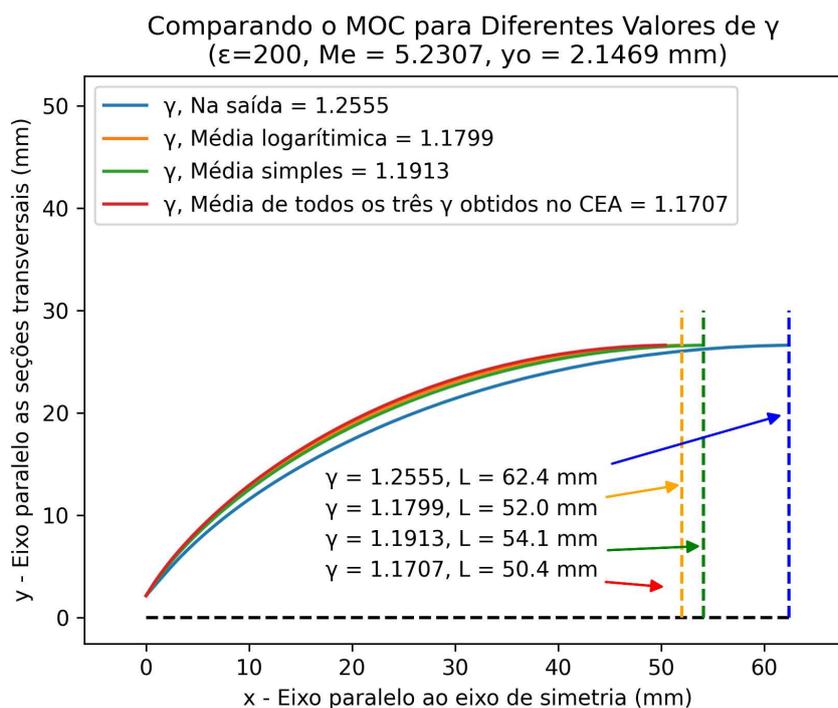


Figura 6.6 – Geometria Interna da seção divergente do *nozzle* para diferentes valores de γ . Fonte: autor

Analisando a figura 4.3, ou de modo mais algébrico a equação 4.47, percebe-se que quanto maior o valor de γ mais lenta a expansão se torna. Portanto, como já era esperado, a geometria interna que utiliza $\gamma = 1,2555$ é mais alongada que os demais. Vale destacar também que o valor da média aritmética que considera o γ em condições de estagnação é muito próximo do valor da média logarítmica, enquanto a média simples fornece um perfil intermediário entre a geometria construída utilizando a média logarítmica e o perfil

construído utilizando o valor de γ na saída. A geometria interna da seção divergente da tubeira escolhida foi a que utiliza o valor de $\gamma = 1,2555$, porque o mesmo se aproxima mais do comprimento da geometria interna construída utilizando o método das aproximações parabólicas (MAP) no software RPA. Além disso, um comprimento maior diminui as chances de por engano calcular uma geometria interna com um comprimento $L < L_{div,min}$, o que causaria choques na tubeira (ANDERSON, 2021). Na figura 6.7 estão comparados duas geometrias internas, uma construída utilizando o MAP e outra o MOC com $\gamma = 1,2555$ e as condições de contorno da tabela 6.3.

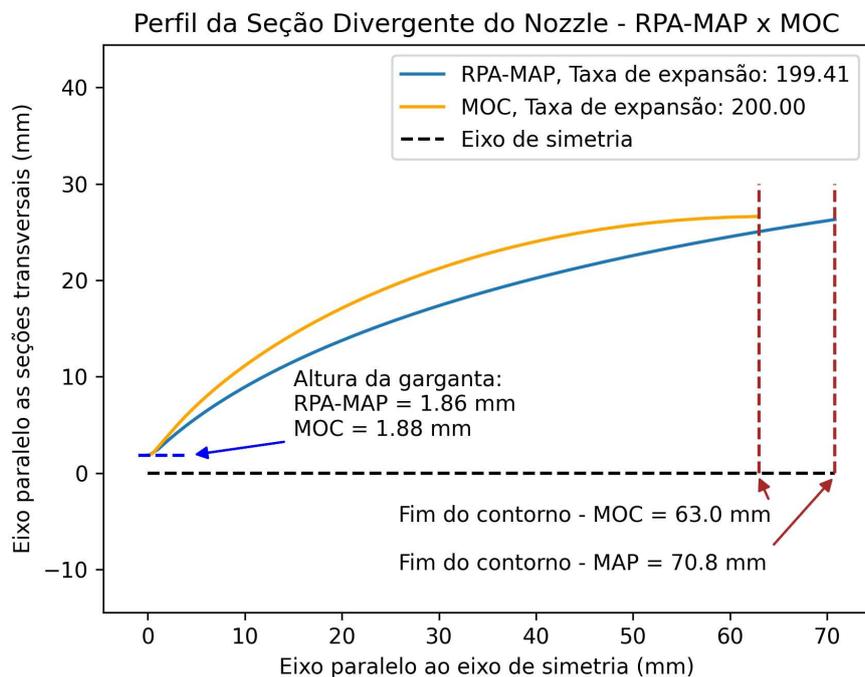


Figura 6.7 – Geometria Interna das seções divergentes da tubeira do L22N, construídas utilizando o MOC e MAP. Fonte: autor

6.2.3 Geometria Interna Completa do L22N

Considerando o apresentado na seção 4.3, na figura 6.8 estão ilustradas as três geometrias internas, e na figura 6.9 estão as mesmas três geometrias internas sobrepostas.

Em relação ao fenômeno de separação de fluxo, considerando o apresentado na seção 4.2.2, na tabela 6.4 está o resultado preliminar de M_{se} e P_{se} , onde é possível concluir que para o vácuo é pouco provável que haja separação de fluxo, mas para uma operação mais perto do nível do mar existe a possibilidade de ocorrer tal fenômeno.

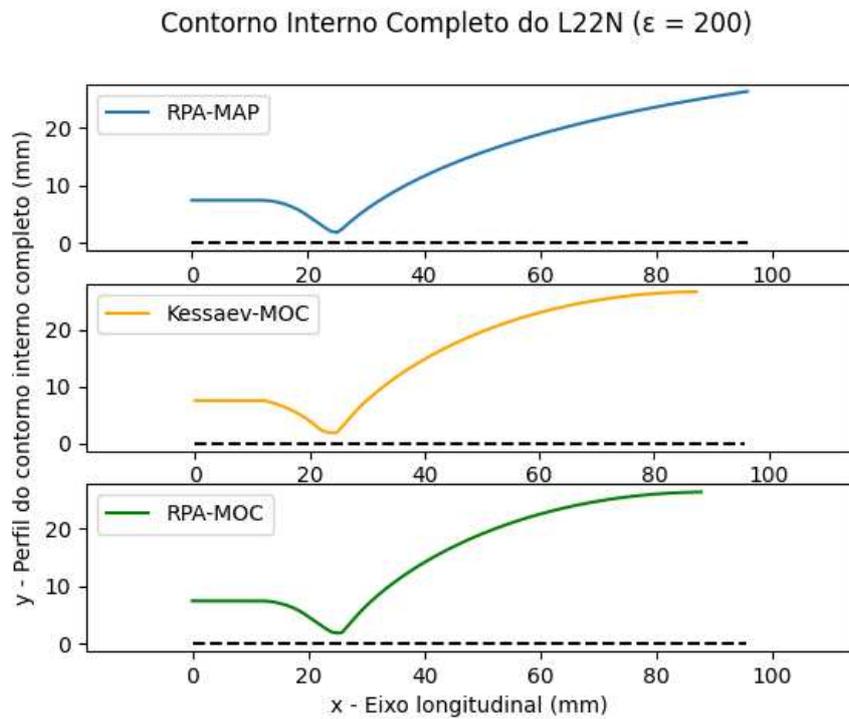


Figura 6.8 – Três geometrias internas construídas para análise, as quais são Kessaev-MOC, RPA-MAP, RPA-MOC. Fonte: autor

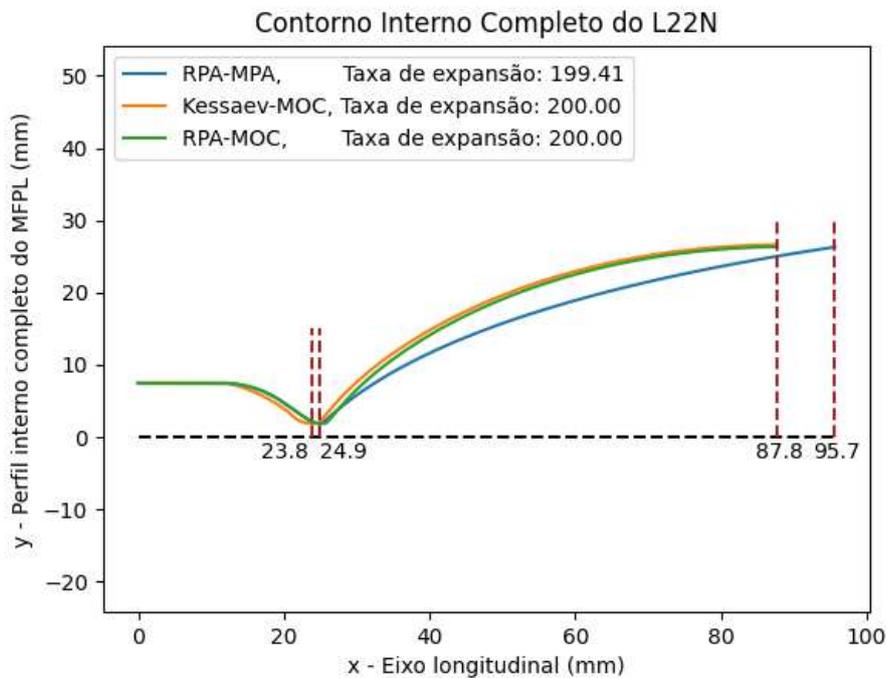


Figura 6.9 – Três geometrias internas construídas para análise sobrepostas para efeito de comparação de geometria. Fonte: autor

Pressão e Mach de separação		Unidade
Considerando $P_a = 0.0029$		Bar
P_{sep}	0,0004	Bar
$Mach_{sep}$ — Stark	8,7696	
$Mach_{sep}$ — Schmucker	15,2535	
Considerando $P_a = 1$		Bar
P_{sep}	0,3721	Bar
$Mach_{sep}$ — Stark	2,8142	
$Mach_{sep}$ — Schmucker	3,0246	

Tabela 6.4 – P_{sep} e M_{sep} para o vácuo e pressão ambiente ao nível do mar. Fonte: autor.

6.3 Resultados das Simulações de Escoamento 2D das Geometrias Internas Dimensionadas para o L22N

6.3.1 Simulação de Escoamento Bidimensional na Geometria Interna Kessaev-MOC

Para a geometria interna Kessaev-MOC, nas figuras 6.10 e 6.11 estão apresentadas a qualidade ortogonal da malha e os resíduos da simulação função do número de iterações. Nas figuras 6.13, 6.14 e 6.12 estão as curvas de pressão estática, temperatura estática e número de Mach, respectivamente, em função do eixo de simetria da geometria interna do L22N.

Na figura 6.15 estão plotadas as médias da temperatura, pressão e número de Mach em cada seção transversal ao escoamento em função do eixo longitudinal ou de simetria do motor. Utilizando as equações 4.50 e 4.48, foram construídas as curvas teóricas de pressão e temperatura em função do número de Mach para dois valores γ . Os valores utilizados foram o valor de γ na saída e γ calculado pela média logarítmica definida na equação 4.51. A figura 6.16 apresenta a comparação das três curvas de temperatura e das três curvas de pressão em função de Mach.

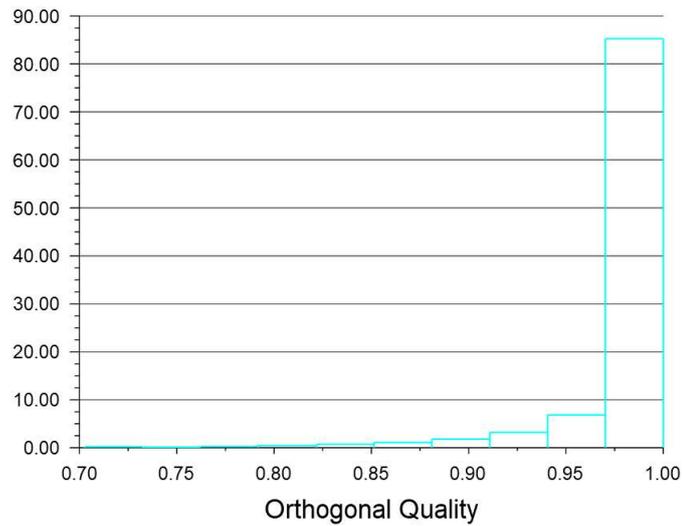


Figura 6.10 – Qualidade ortogonal da malha utilizada na simulação de escoamento no perfil Kessaev-MOC. Fonte: autor

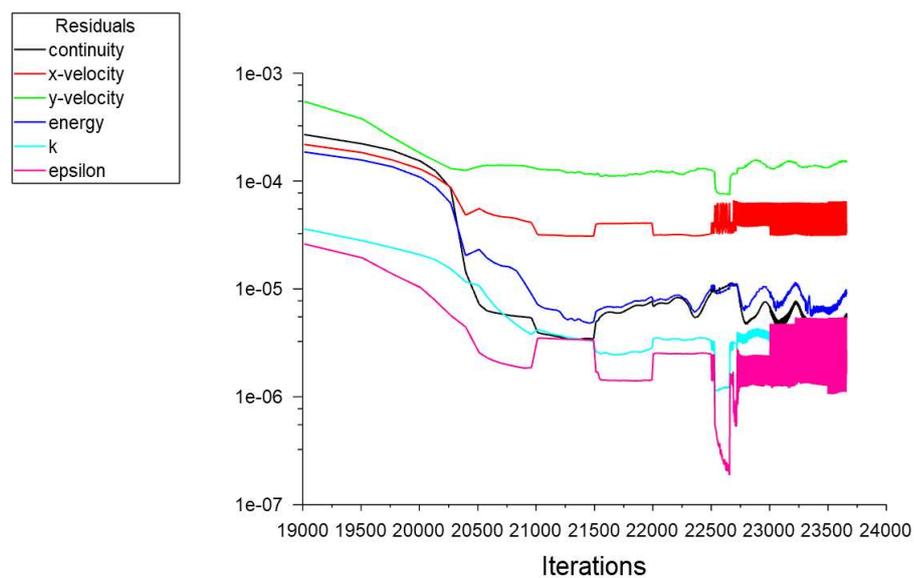


Figura 6.11 – Resíduos da simulação de escoamento no perfil Kessaev-MOC. Fonte: autor

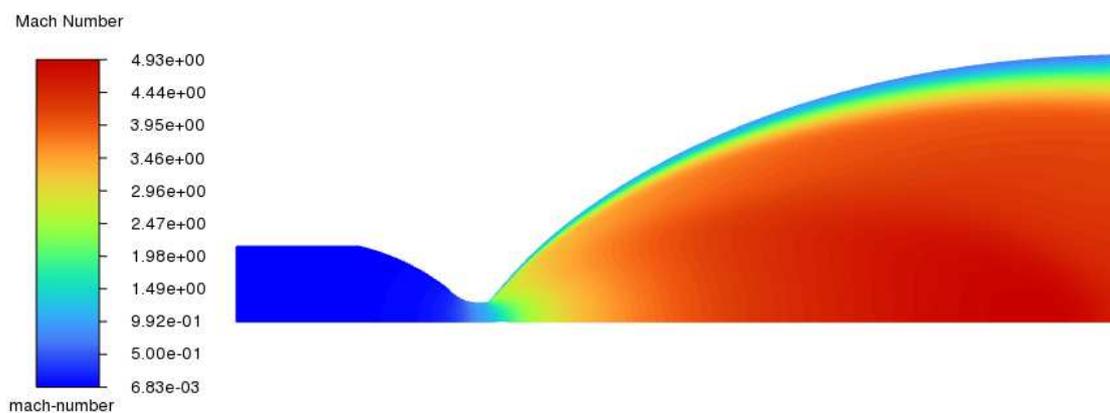


Figura 6.12 – Número de Mach da simulação de escoamento no perfil Kessaev-MOC. Fonte: autor

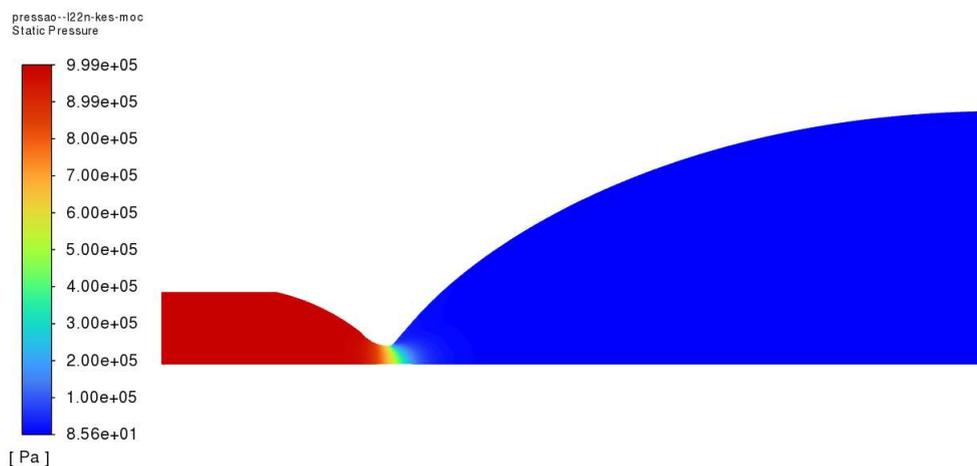


Figura 6.13 – Pressão estática da simulação de escoamento no perfil Kessaev-MOC. Fonte: autor

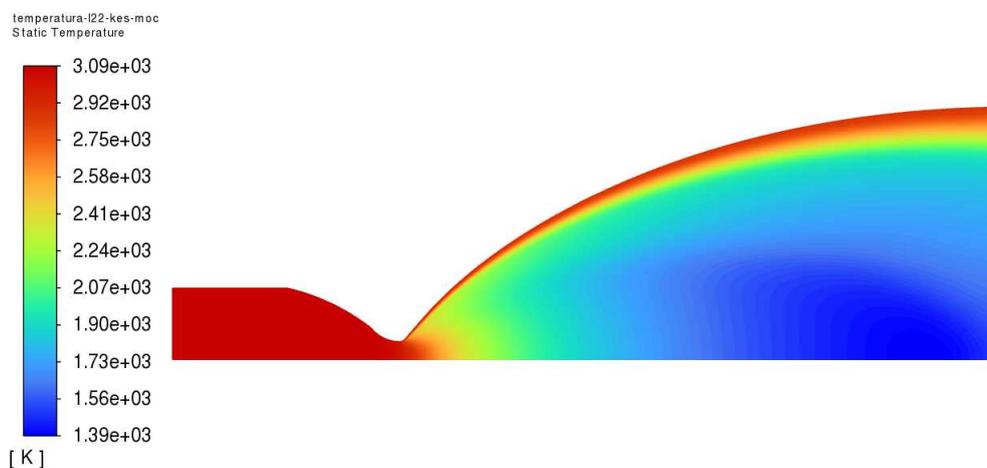


Figura 6.14 – Temperatura estática da simulação de escoamento no perfil Kessaev-MOC. Fonte: autor

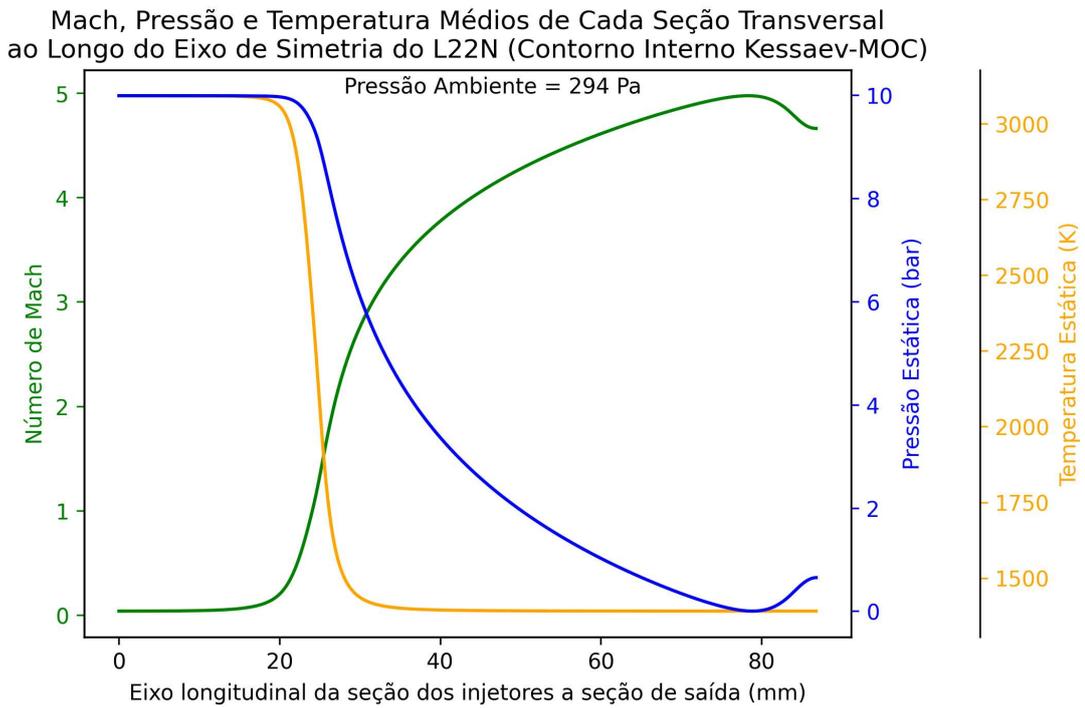


Figura 6.15 – Temperatura, Mach e pressão ao longo do eixo de simetria da simulação de escoamento no perfil Kessaev-MOC. Fonte: autor

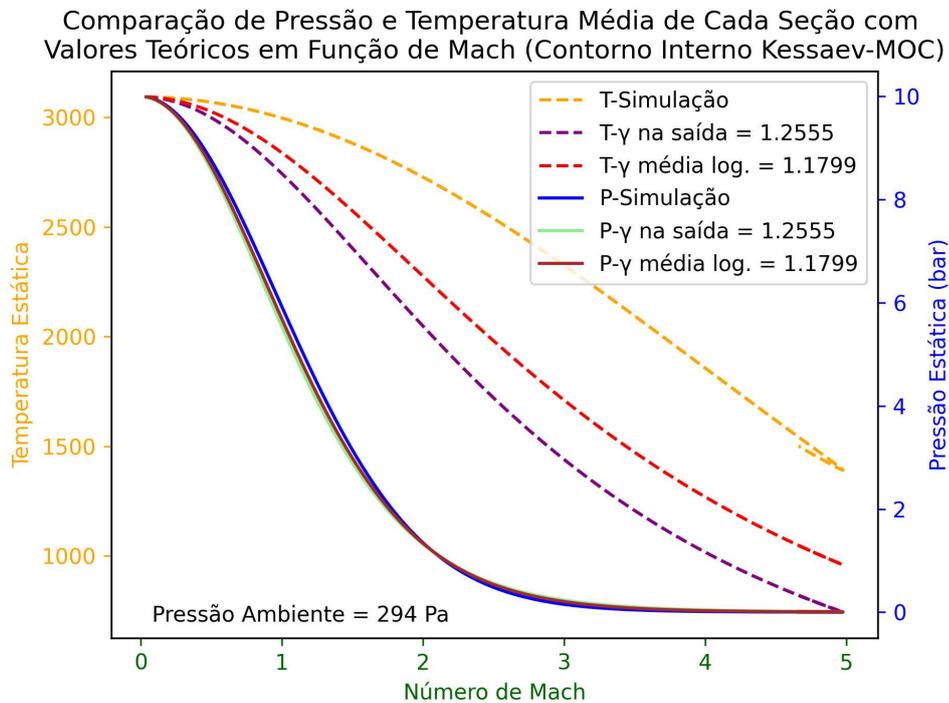


Figura 6.16 – Comparação das curvas de pressão e temperatura simulados com as curvas teóricas da simulação de escoamento no perfil Kessaev-MOC. Fonte: autor

6.3.2 Simulação de Escoamento Bidimensional na Geometria Interna RPA-MAP

Para a geometria interna RPA-MAP, nas figuras 6.17 e 6.18 estão apresentadas a qualidade ortogonal da malha e os resíduos da simulação em função do número de iterações. Nas figuras 6.20, 6.21 e 6.19 estão apresentadas as curvas de pressão estática, temperatura estática e número de Mach, respectivamente, em função do eixo de simetria da geometria interna do L22N.

Na figura 6.22 estão plotadas as médias da temperatura, pressão e número de Mach em cada seção transversal ao escoamento em função do eixo longitudinal ou de simetria do motor para a geometria interna RPA-MAP. Utilizando as equações 4.50 e 4.48, foram construídas as mesmas curvas teóricas de pressão e temperatura em função do número de Mach para os mesmos dois valores γ da seção anterior. A figura 6.23 apresenta a comparação das três curvas de temperatura e das três curvas de pressão em função de Mach para a geometria RPA-MAP.

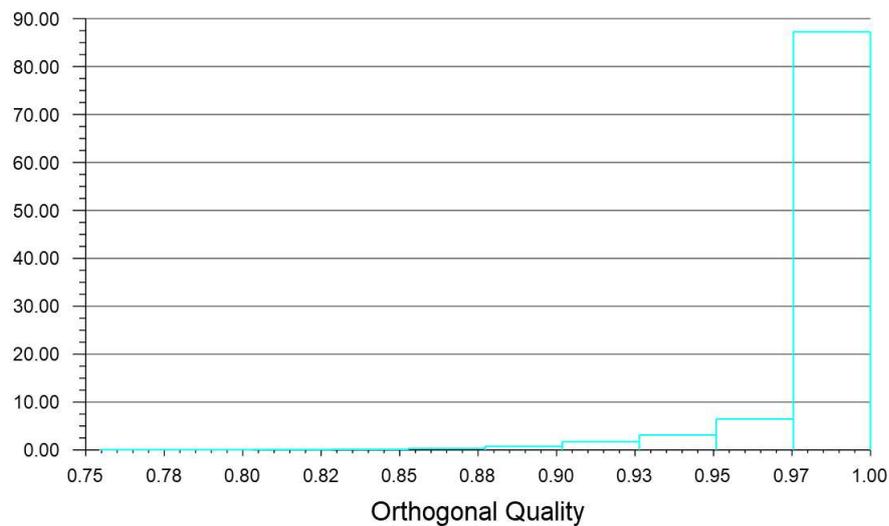


Figura 6.17 – Qualidade ortogonal da malha utilizada na simulação de escoamento no perfil RPA-MAP. Fonte: autor

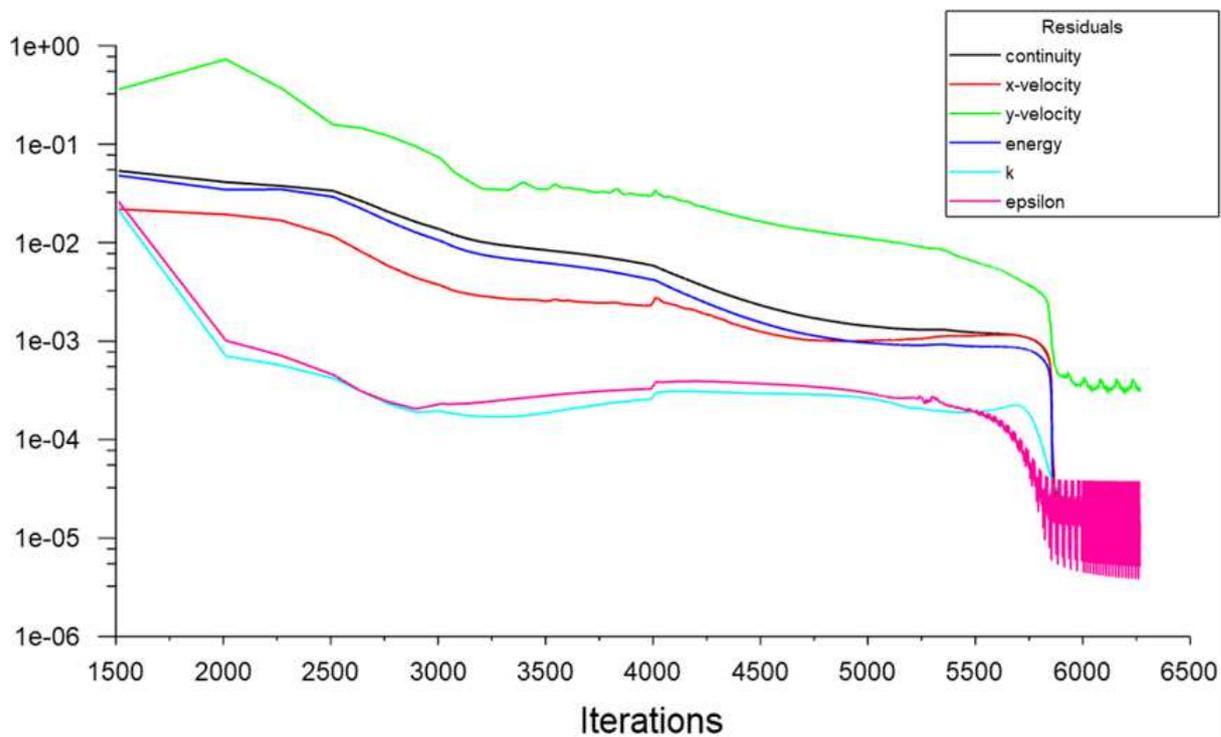


Figura 6.18 – Resíduos da simulação de escoamento no perfil RPA-MAP. Fonte: autor

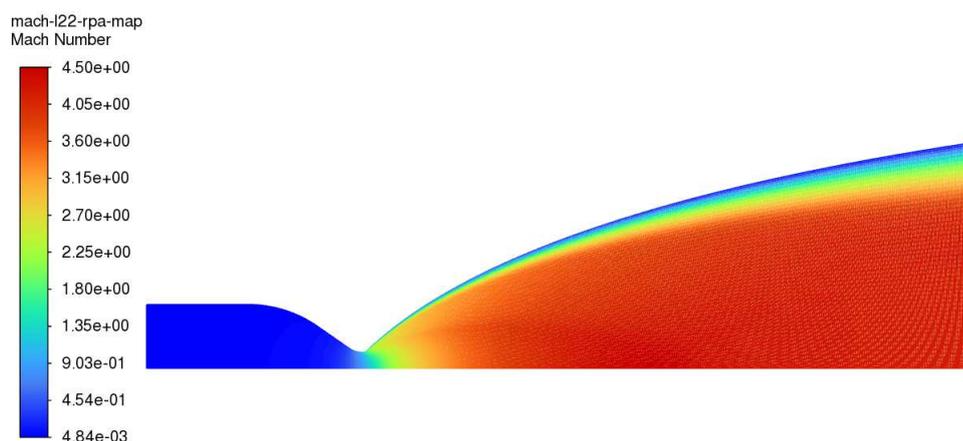


Figura 6.19 – Número de Mach da simulação de escoamento no perfil RPA-MAP. Fonte: autor

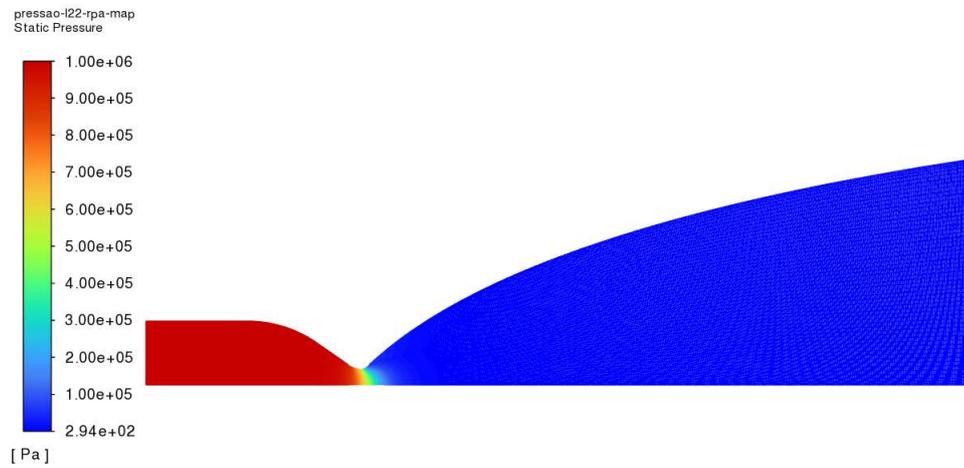


Figura 6.20 – Pressão estática da simulação de escoamento no perfil RPA-MAP. Fonte: autor

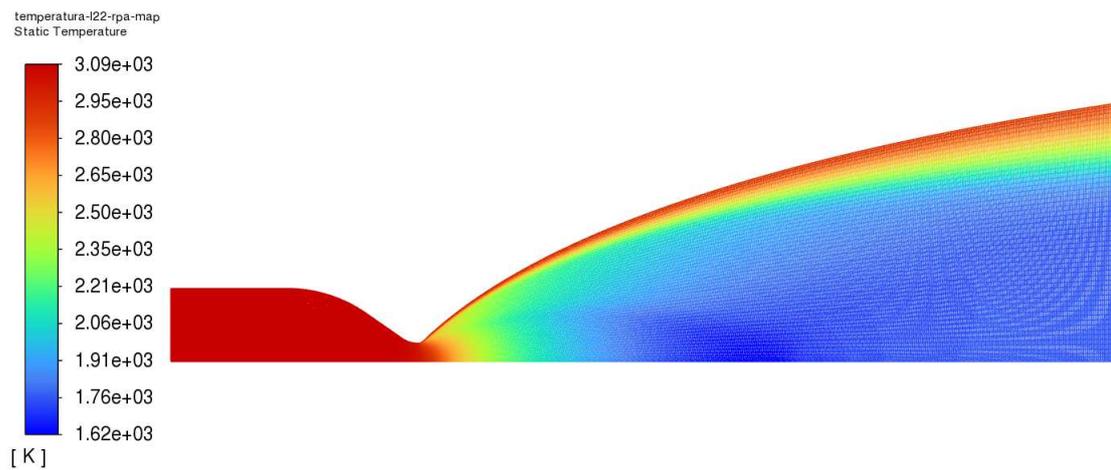


Figura 6.21 – Temperatura estática da simulação de escoamento no perfil RPA-MAP. Fonte: autor

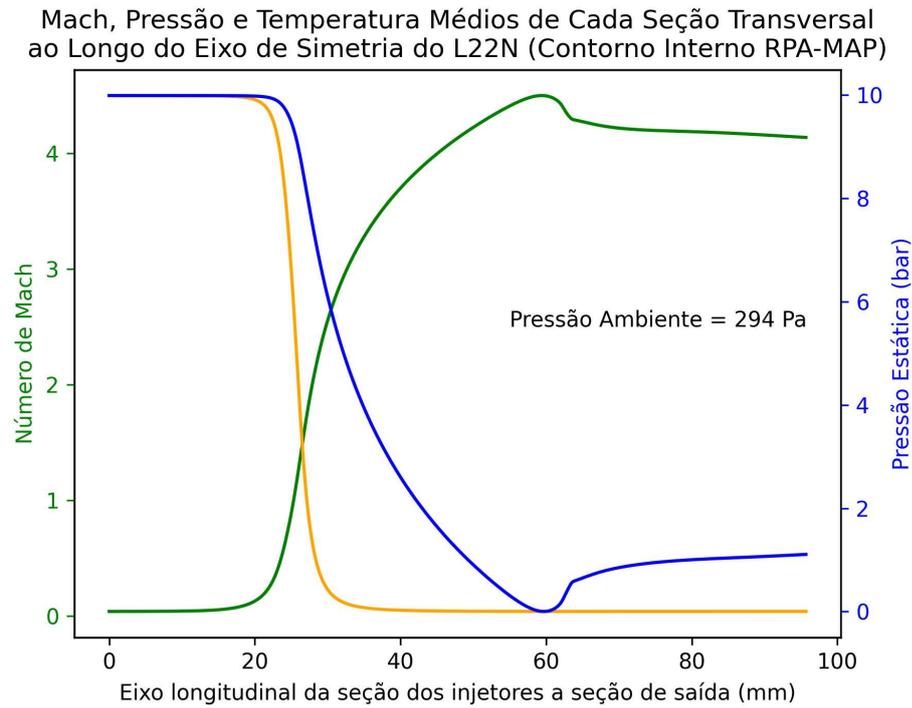


Figura 6.22 – Temperatura, Mach e pressão ao longo do eixo de simetria da simulação de escoamento no perfil RAP-MAP. Fonte: autor

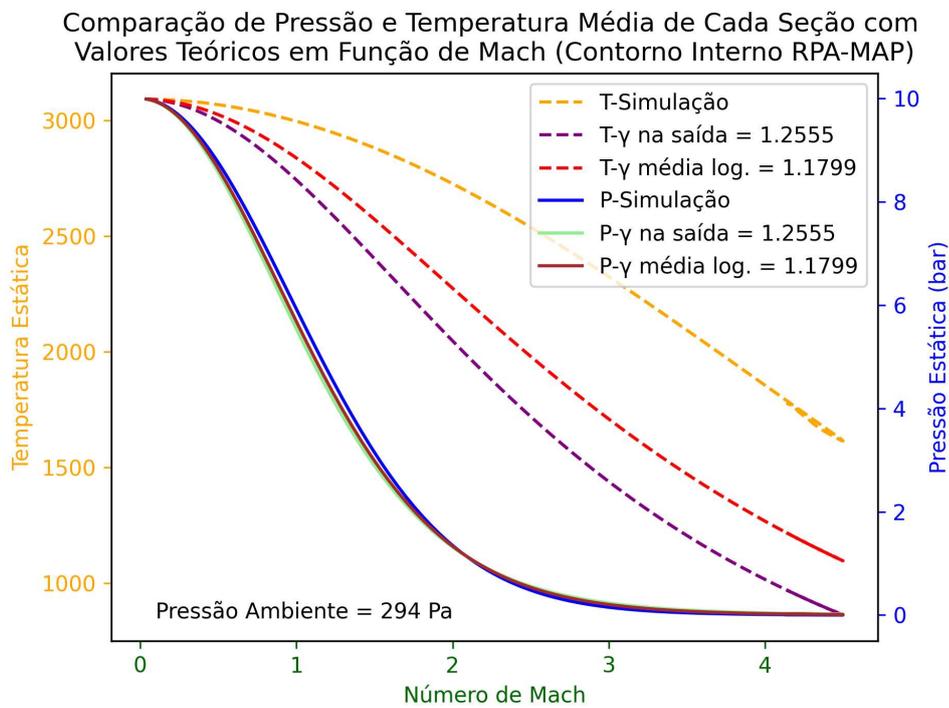


Figura 6.23 – Comparação das curvas de pressão e temperatura simulados com as curvas teóricas da simulação de escoamento no perfil RPA-MAP. Fonte: autor

6.3.3 Simulação de Escoamento Bidimensional no Geometria Interna RPA-MOC

Para a geometria interna RPA-MOC, nas figuras 6.24 e 6.25 estão apresentadas a qualidade ortogonal da malha e os resíduos da simulação em questão em função do número de iterações, e nas figuras 6.27, 6.28 e 6.26 estão as curvas de pressão estática, temperatura estática e número de Mach, respectivamente, em função do eixo de simetria da geometria interna do L22N.

Na figura 6.29 estão plotadas as médias da temperatura, pressão e número de Mach em cada seção transversal ao escoamento em função do eixo longitudinal ou de simetria do motor para a geometria RPA-MOC. Utilizando as equações 4.50 e 4.48, foram construídas as mesmas curvas teóricas de pressão e temperatura em função do número de Mach para os mesmos dois valores γ da seção anterior. A figura 6.30 apresenta a comparação das três curvas de temperatura e das três curvas de pressão em função de Mach para a geometria RPA-MOC.

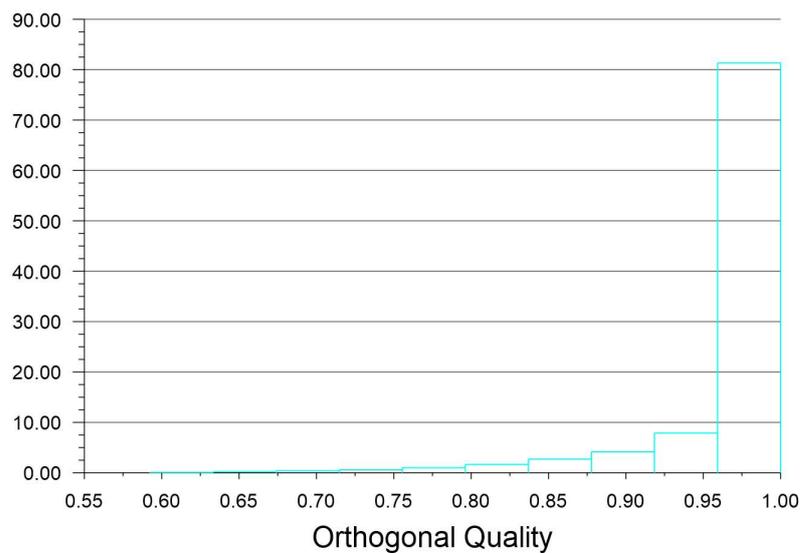


Figura 6.24 – Qualidade ortogonal da malha utilizada na simulação de escoamento no perfil RPA-MOC. Fonte: autor

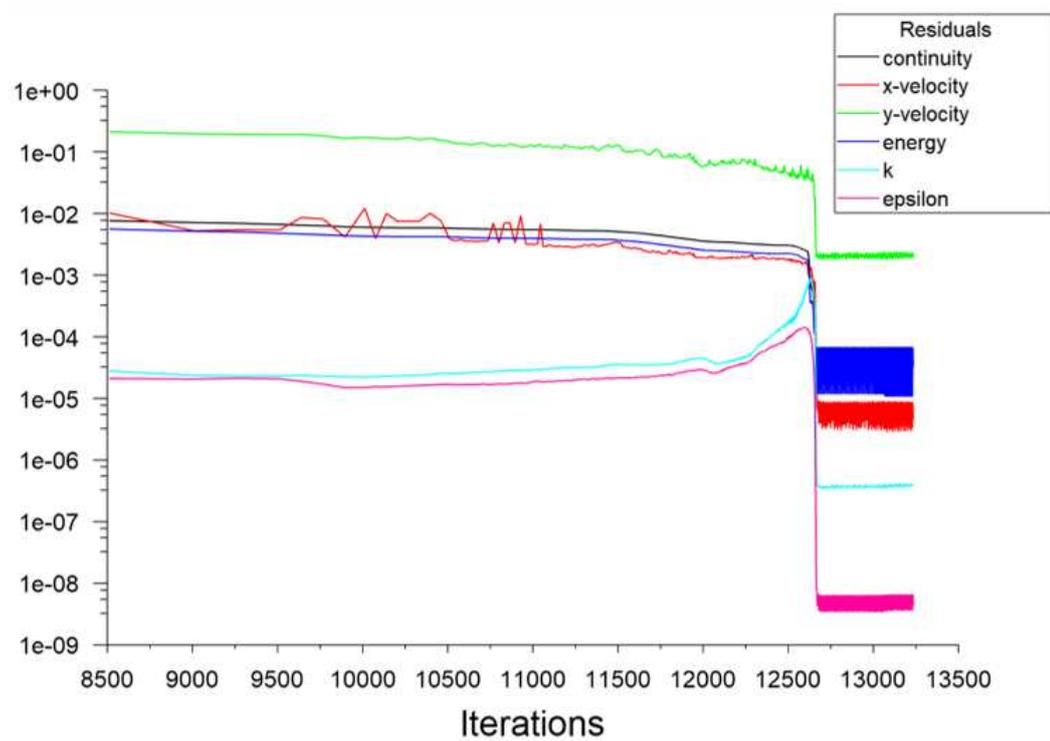


Figura 6.25 – Resíduos da simulação de escoamento no perfil RPA-MOC. Fonte: autor

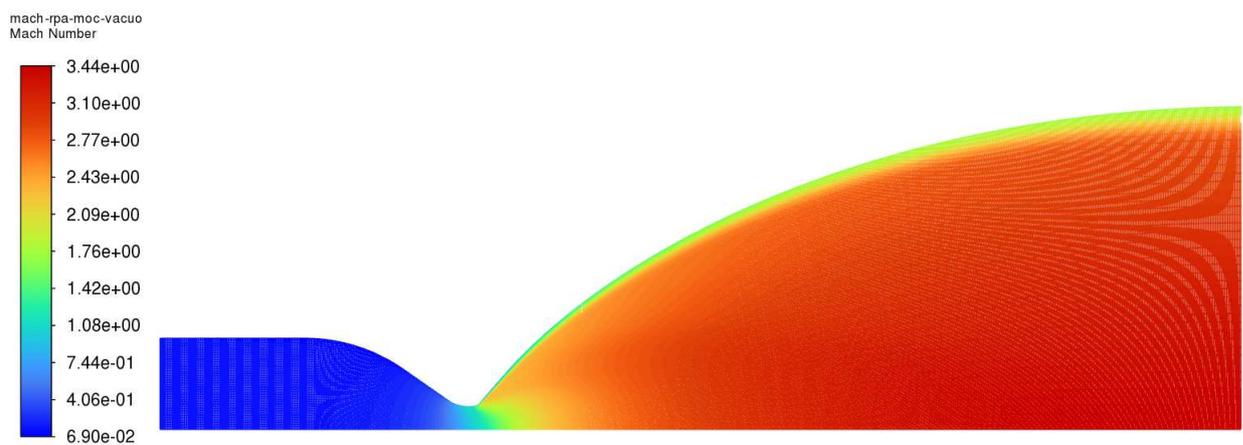


Figura 6.26 – Número de Mach da simulação de escoamento no perfil RPA-MOC. Fonte: autor

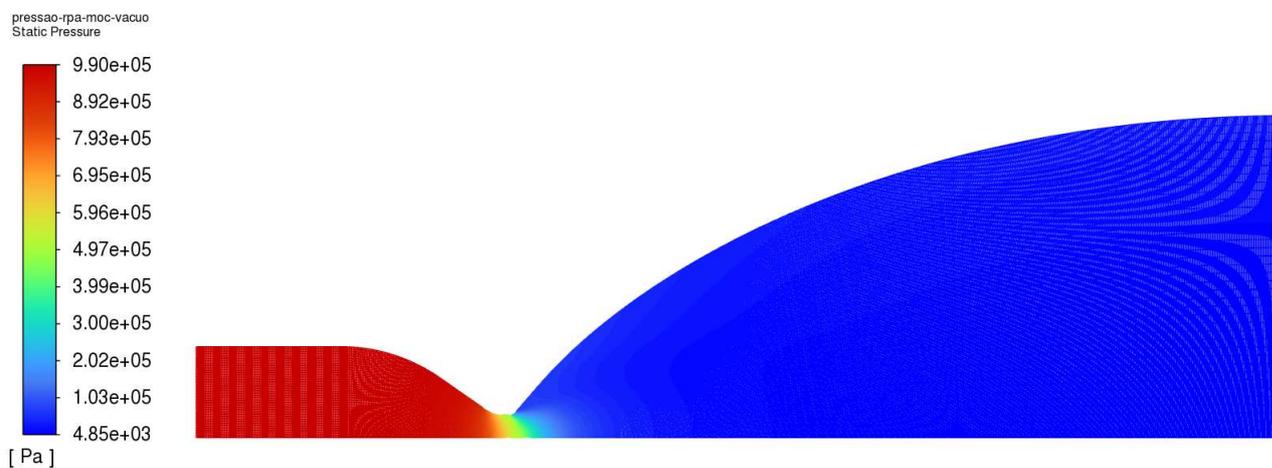


Figura 6.27 – Pressão estática da simulação de escoamento no perfil RPA-MOC. Fonte: autor

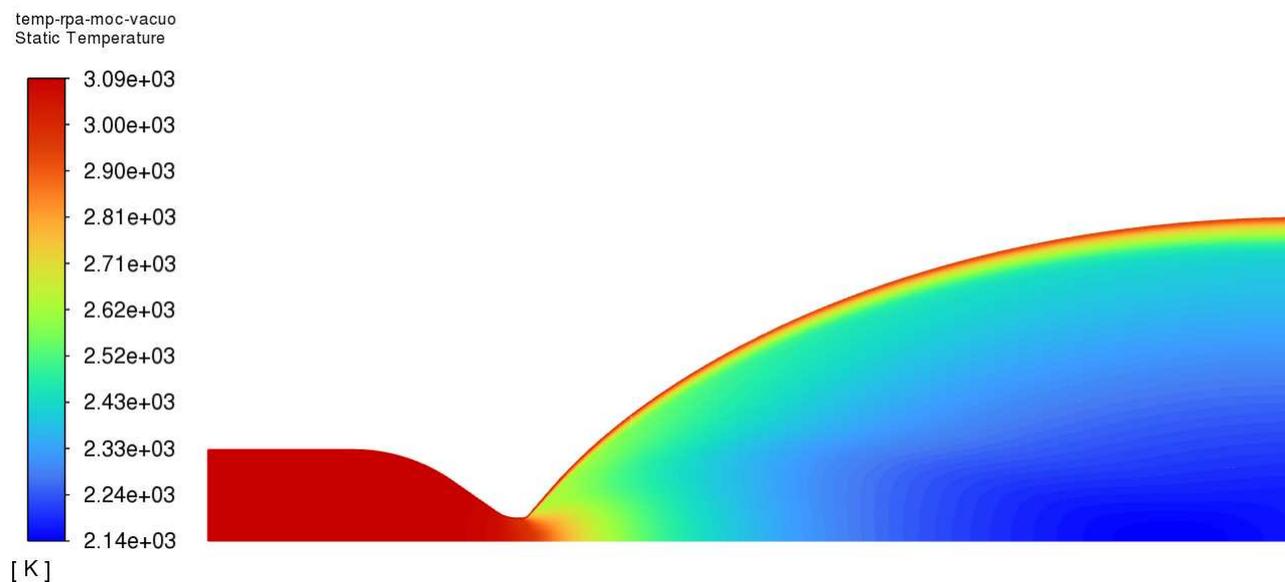


Figura 6.28 – Temperatura estática da simulação de escoamento no perfil RPA-MOC. Fonte: autor

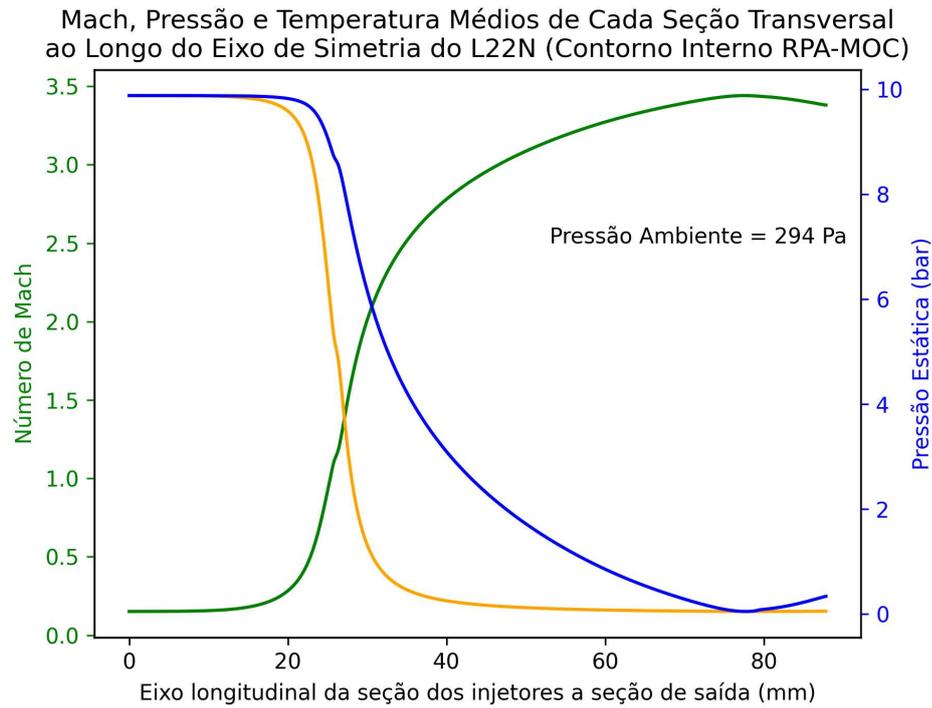


Figura 6.29 – Temperatura, Mach e pressão ao longo do eixo de simetria da simulação de escoamento no perfil RAP-MOC. Fonte: autor

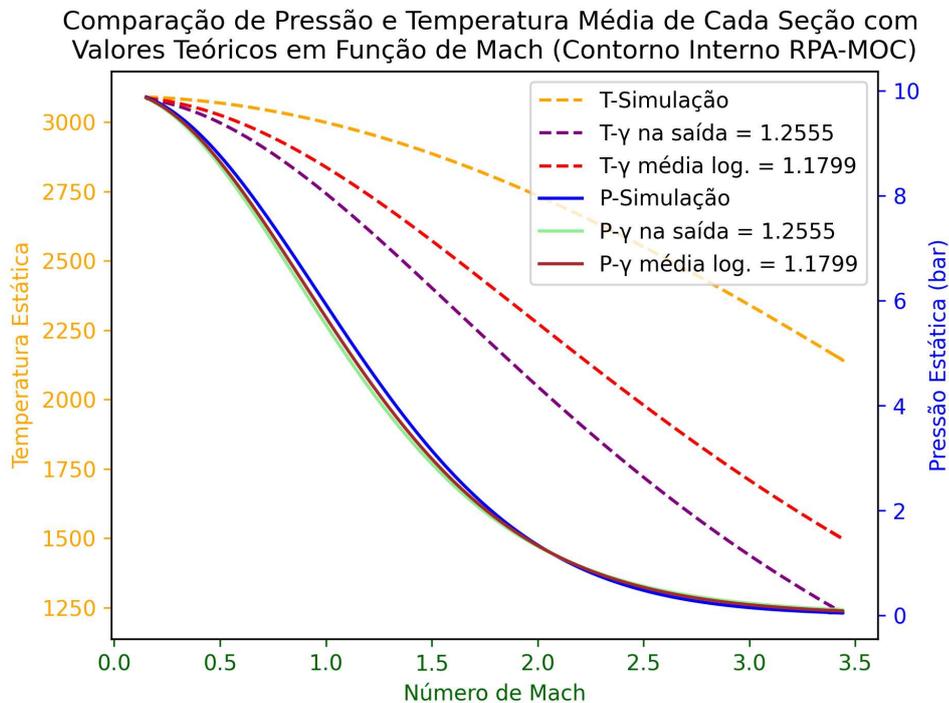


Figura 6.30 – Comparação das curvas de pressão e temperatura simulados com as curvas teóricas da simulação de escoamento no perfil RPA-MOC. Fonte: autor

6.4 Avaliação da Melhor Geometria Interna Para o L22N

6.4.1 Comentários Sobre as Simulações de Escoamento 2D na Geometria Interna do L22N

No estudo da geometria interna, diversas análises e simulações foram feitas, para obter resultados relacionados a desempenho e eficiência mássica, como mostram as tabelas 6.6 e 6.7. Em relação às curvas de temperatura, estas podem representar um problema na seção divergente da tubeira, pois mesmo considerando o material uma superfície super polida (rugosidade tendendo a 0), ainda foi observado grandes níveis de temperatura, que no caso do uso da liga de Inconel pode levar a falha do material considerando as propriedades definidas na tabela 2.1. No entanto, o projeto final do L22N deve ser feito em ligas de nióbio, com características radiativas, o que pode amenizar ou mesmo anular falhas devido a super aquecimento. Outra solução possível seria uma alteração da taxa de mistura visando diminuição da temperatura, o que levaria a perda de desempenho.

Ainda em relação às simulações da geometria interna, um resultado inesperado foi o da geometria RPA-MOC, que pela eficiência superior do MOC deveria também ter uma eficiência maior que a da geometria RPA-MAP. Uma possível explicação é qualidade da malha, que como foi uma junção de duas geometrias diferentes calculadas com técnicas diferentes, gerou erros imperceptíveis ao autor, mas que de alguma maneira influenciaram no cálculo executado pelo software. As malhas não são exatamente iguais devido a questões geométricas óbvias, no entanto, diversas análises foram realizadas, algumas com malhas que chegaram a 160 mil nós, com os resultados permanecendo semelhantes.

6.4.2 Definição da Melhor Geometria Interna

Para selecionar a melhor geometria interna da tubeira, foram utilizadas tanto as relações teóricas quanto os resultados das simulações apresentados na seção 6.3. Na tabela 6.5 estão apresentadas as configurações de malha das três simulações, mostrando que de fato possuem semelhança, tornando válida a comparação dos resultados. Com base no apresentado na seção 4.4.2, na tabela 6.6 estão os valores médios e máximos do número de Mach na saída da tubeira para cada geometria avaliada, assim como o número de Mach teórico fornecido pelo CEAp. Além do desempenho em termos do número de Mach, como as geometrias são consideravelmente diferentes, possuem massas diferentes. Na tabela 6.7, estão os valores de massa do L22N considerando apenas a geometria interna da tubeira, com mesma espessura. Avaliando os resultados nas tabelas 6.6 e 6.7, conclui-se que a melhor geometria interna é a Kessaev-MOC.

Métricas	LPREpy-MOC	RPA-MAP	RPA-MOC
Qualidade Ortogonal Mínima	0,71	0,74	0,70
Número de elementos	36972	46090	36465
Número de nós	37960	46984	37440
Critério de parada	equação da Continuidade — (10^{-6})	idem	idem
Situação	convergiu	convergiu	convergiu

Tabela 6.5 – Principais configurações da malha. Fonte: autor

Métrica de avaliação	LPREpy-MOC	RPA-MAP	RPA-MOC	Teórico
Mach máximo	4,93	4,50	4,44	5,23
Mach médio na saída	3,53	3,31	3,06	
Velocidade na Saída (m/s)	2889,1513	2779,6278	2704,2069	2981,1135
I_{sp} (s)	294,6114	283,4431	275,7523	309,14

Tabela 6.6 – Principais configurações da malha. Fonte: autor

Parâmetros	LPREpy-MOC	RPA-MAP	RPA-MOC	Unidades
Apenas tubeira	32	36	32	g
Geometria completa	38	41	38,5	g
Espessura do divergente	0,5			mm
Espessura do convergente	0,5			mm

Tabela 6.7 – Valores de massa das geometrias internas calculadas. Fonte: autor

6.5 Injetores

Com base no que foi apresentado na seção 5.2, na tabela 6.8 estão apresentadas as propriedades dos propelentes utilizadas nos cálculos, e na tabela 6.9 estão apresentados alguns parâmetros do motor que também foram utilizados no cálculo dos injetores. Utilizando essas informações, na figura 6.31 está apresentada a variação de $d_{o,inj}$ em função do CD para o oxidante e para o combustível, que proporciona uma maior entendimento a respeito do funcionamento dos injetores. A figura 5.8 da seção 5.2 também utiliza as informações apresentadas nas tabelas 6.8 e 6.9 para a sua construção.

Propriedades	Oxidante	Combustível	Unidades
Temperatura	298,15	298,15	K
Densidade	742,93	1137,1	kg/m ³
Viscosidade	6.1739e-05	0,00063	Pa · s
Tensão superficial	0,0013268	0,0003653	N/m
Fase	Líquida	Líquida	

Tabela 6.8 – Propriedades dos propelentes. Fonte: Autor.

Considerando as propriedades do par propelente e do motor-foguete, os resultados dos valores de C_D e suas propriedades correspondentes estão apresentados na tabela 6.10 para o combustível e na tabela 6.11 para o oxidante. Considerando os intervalos de

Parâmetros	Valor	Unidades
Pressão na câmara	10	bar
Queda de pressão	2,53	bar
Fluxo total de massa	7	g/s
Taxa de mistura do propelente (k_{mr})	1.082	
Fluxo de masa de oxidante	3,64	g/s
Fluxo de massa de combustível	3,36	g/s
Número de injetores de oxidante	1	
Número de injetores de combustível	3	
Fluxo de massa de oxidante em cada injetor	3,64	g/s
Fluxo de massa de combustível em cada injetor	1,13	g/s

Tabela 6.9 – Alguns parâmetros de projeto no L22N, calculados utilizando a (LPREPY, 2022) e o (PONOMARENKO, 2010). Fonte: Autor.

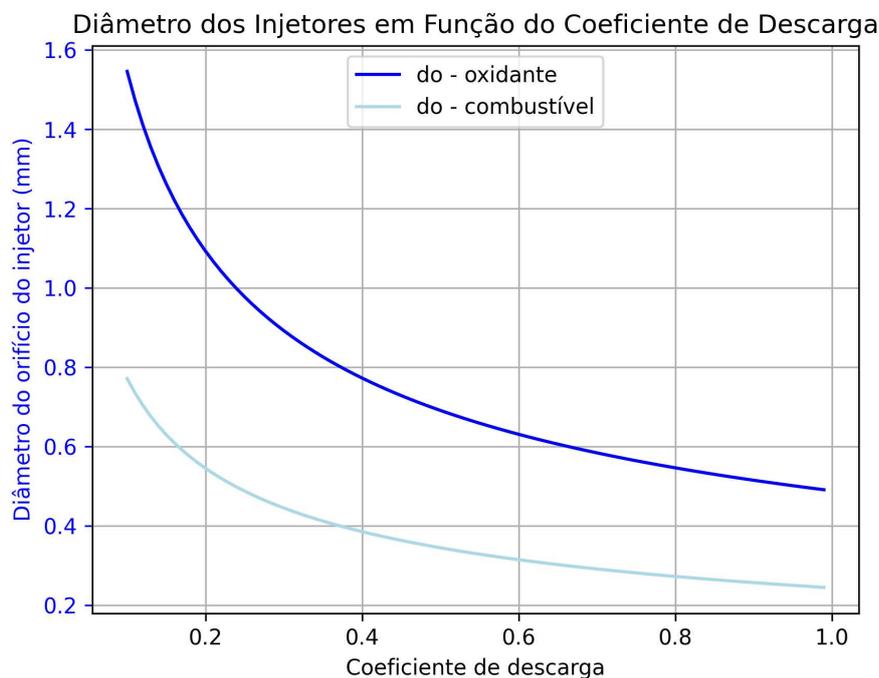
R_e e l_o/d_o das expressões de C_D para fluxo não cavitante, e tomando como referência os valores obtidos do C_D estimado, os coeficientes de descarga selecionados foram os definidos por (ASIHMIN; GELLER; SKOBEL'CYN, 1961), equação 5.9, para o combustível e por (NAKAYAMA, 1961) ($C_{D,max}$), equação 5.7, para o oxidante.

Analisando o plano de Reynolds Weber na figura 5.3, e tomando os valores provenientes da adoção desses valores de C_D , é possível concluir que a atomização ocorre, com ambos os injetores apresentando desempenho suficiente para ficar acima da linha azul na figura 5.3. A velocidade de injeção para esses valores de C_D , com a pressão na câmara, sugerem uma folha de atomização semelhante a apresentada na figura 5.7 com a configuração de pressão e velocidade correspondente. Essa velocidade, aliada com o gradiente de pressão, geraram valores de SMD correspondentes aos disponíveis na literatura, apresentados na tabela 6.12. Além disso, considerando a pressão de câmara de 10 bar na câmara, e dado os números Reynolds encontrados, é possível concluir através da figura 6.32 que os valores de C_D , desde 0,65 até aproximadamente 0,8 são valores coerentes.

Parâmetros	Estimado	Nakayama $C_{D,max}$	Nakayama	Asihmin	Lichtarowicz
C_D	0.65	0,8078	0,8181	0,8064	0,8037
$d_{o,inj}$ mm	0,3025	0,2713	0,2696	0,2716	0,2720
v_{inj} m/s	21.0940	21.0940	21.0940	21.0940	21.0940
l_o/d_o	2	2,2297	2,2438	2,2276	2,2240
R_e	11518,22405	10331,5264	10266,3817	10341,0699	10357,9303
W_e	419022,2273	375851,2776	373481,3745	376198,4609	376811,8251
O_h	0,0561	0,0593	0,0595	0,0593	0,0592

Tabela 6.10 – Resultado dos valores de C_D calculados para o combustível. Fonte: Autor.

Parâmetros	Estimado	Nakayama $C_{D,max}$	Nakayama	Asihmin	Lichtarowicz
C_D	0,65	0,8078	0,9077	0,8126	0,8096
$d_{o,inj}$ (mm)	0,6062	0,5437	0,5130	0,5422	0,5432
v_{inj} (m/s)	26,0967	26,0967	26,0967	26,0967	26,0967
l_o/d_o	2	2,2297	2,3635	2,2362	2,2321
Re	190382,9481	170768,2066	161102,3182	170272,6213	170586,1700
We	231189,5603	207370,6022	195632,9309	206768,7934	207149,5480
Oh	0,0025	0,0026	0,0027	0,0026	0,0026

Tabela 6.11 – Resultado dos valores de C_D calculados para o oxidante. Fonte: Autor.Figura 6.31 – $d_{o,inj}$ em função de C_D para o combustível e o oxidante. Fonte: Autor.

Para o caso do L22N, a distribuição dos injetores está ilustrada nas figuras 6.33 e 6.34. No caso do injetor de oxidante, as considerações de angulação não se aplicam já que o mesmo está posicionado no eixo de simetria do motor. Para os injetores de combustível, seguindo a recomendação de (ANDERSON; LONG; HEISTER, 2004), o ângulo θ_{imp} ficou definido em 30° e $d_{imp} = 2,462$ mm, como ilustra a figura 6.33. Conforme as características geométricas do L22N, outra configuração possível seria um ângulo θ_{imp} de 50° e $d_{imp} = 0,93$ mm, no entanto, a folha de atomização ficaria muito próxima do plano dos injetores, podendo levar a um derretimento da superfície. De qualquer modo, fica a alternativa como opção de estudo experimental para fins de comparação. Na tabela 6.12 estão apresentados os resultados do dimensionamento dos injetores.

Vale ressaltar que tais valores são meras estimativas iniciais, devendo ser validados e testados em experimentos. De particular interesse, é o estudo da angulação θ_{imp} , visando

buscar uma completa atomização no menor comprimento d_{imp} possível. Na figura 6.35 está apresentada uma ilustração dos injetores na câmara de combustão.

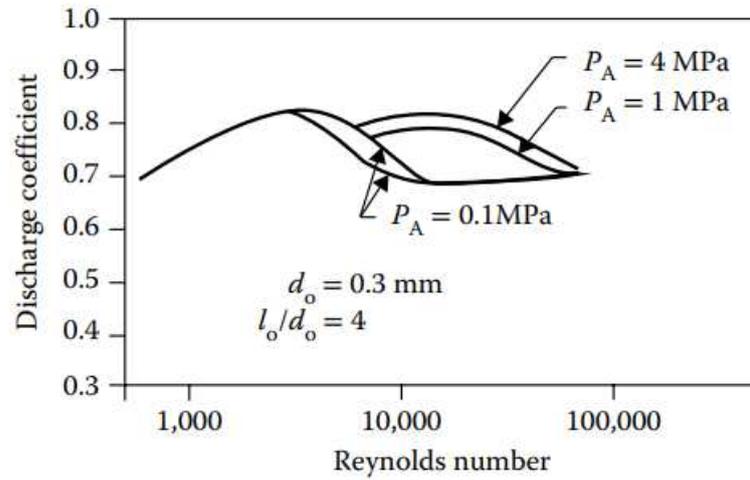


Figura 6.32 – C_D em função de Re para vários valores de queda de pressão. Fonte: Adaptado de (LEFEBVRE; MCDONELL, 2017).

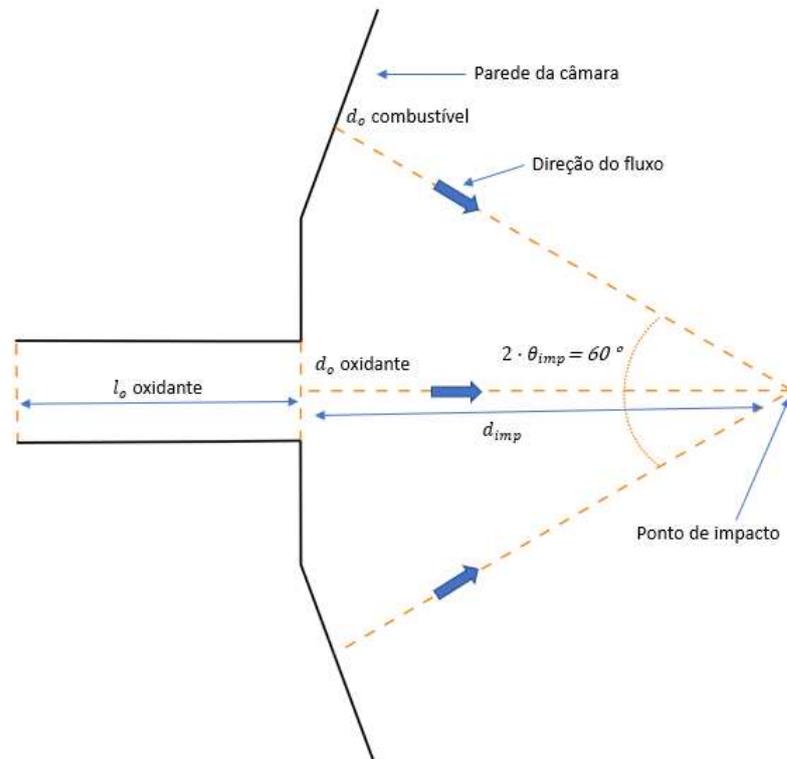


Figura 6.33 – Vista lateral da configuração geométrica dos injetores na câmara de combustão, apresentando alguns parâmetros calculados como a d_{imp} e θ_{imp} . Fonte: Autor.

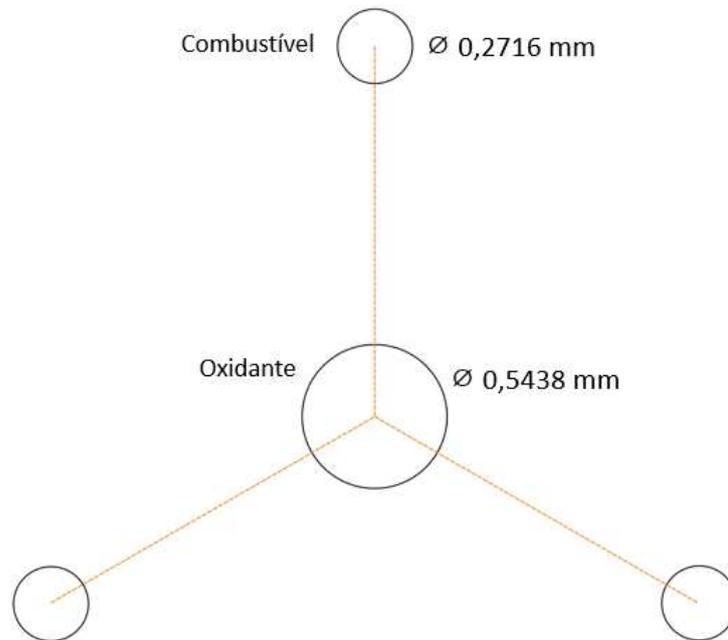


Figura 6.34 – Vista frontal da configuração geométrica dos injetores na câmara de combustão. Fonte: Autor.

Parâmetros	Combustível	Oxidante	Unidades
C_D	0,8064	0,8078	
Método de cálculo	Asihmin	Nakayama, $C_{D,max}$	
$d_{o,inj}$	0,2716	0,5438	mm
v_{inj}	21,0940	26,0967	m/s
l_o	0,640	1,514	mm
l_o/d_o	2,3564	2,7841	
Re	$1,0341 \cdot 10^4$	$1,7076 \cdot 10^5$	
We	$3,7619 \cdot 10^5$	$2,0737 \cdot 10^5$	
Oh	0,0593	0,0026	
SMD	69,8641	88,8844	μm
ΔP	2,5298	2,5298	bar
θ_{imp}	30°		
d_{imp}	2,4620	2,6460	mm

Tabela 6.12 – Resultado do dimensionamento dos injetores. Fonte: Adaptado de (ANDERSON; LONG; HEISTER, 2004).

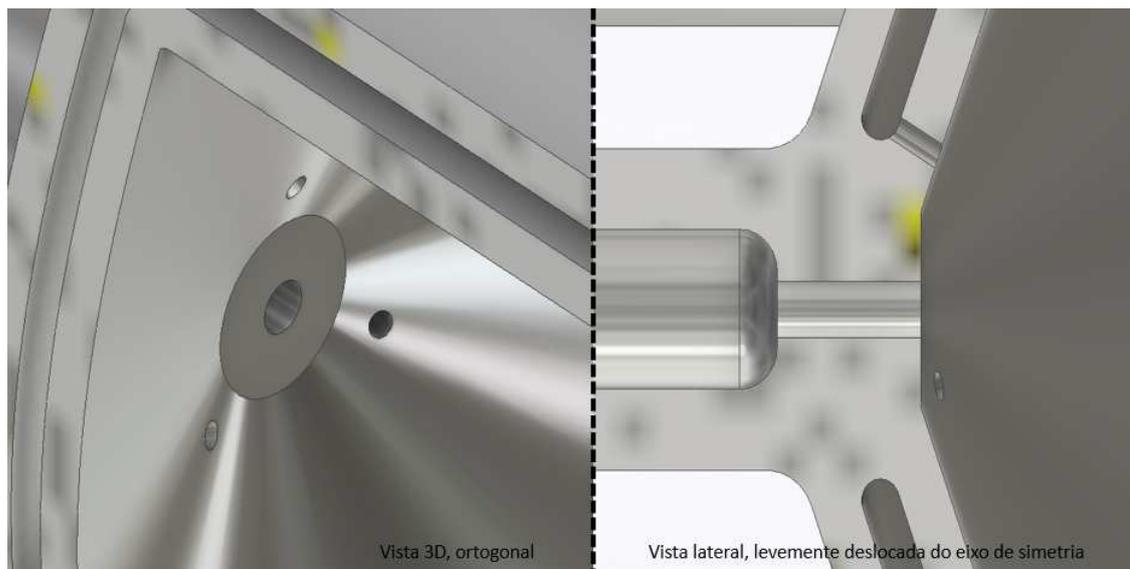


Figura 6.35 – Ilustração 3D no (INVENTOR, 2023) dos injetores dimensionados. Fonte: Autor.

6.6 Modificação da Geometria Tridimensional do L22N

De modo a melhorar a eficiência do motor-foguete, também foram feitas simplificações na geometria tridimensional inicialmente concebida, buscando diminuir a massa total do motor. Embora a análise e cálculos relacionados ao tempo de resposta não estejam no escopo deste trabalho, dado o caráter iterativo do projeto e a influência que todos os aspectos do motor-foguete exercem um sobre o outro, também foram feitas simplificações para diminuir o caminho hidráulico percorrido pelo fluido da válvula solenoide até a câmara de combustão de fato, visando a diminuição do *bit reaction*. As simplificações não afetam a integridade estrutural do motor-foguete, como ilustra a figura 6.36, resultado de uma análise estrutural executada no (INVENTOR, 2023).

Em relação à jaqueta de refrigeração, esta foi calculada inicialmente no software RPA (PONOMARENKO, 2010) utilizando água como fluido refrigerante. Embora alguns avanços tenham sido obtidos durante a execução do trabalho, ainda há uma falta de dados termodinâmicos sobre o nitrometano, o que impossibilitou a execução da análise no RPA e o desenvolvimento de tal função na LPREpy, além de outras dificuldades técnicas do desenvolvimento. Portanto, a jaqueta de refrigeração apresentada é apenas um cálculo inicial, não devendo ser usada em experimentos reais enquanto não for calculada consistentemente.

6.7 Avaliação da Melhor Geometria Tridimensional

Na tabela 6.13 estão os valores obtidos seguindo os passos descritos na seção 4.5,

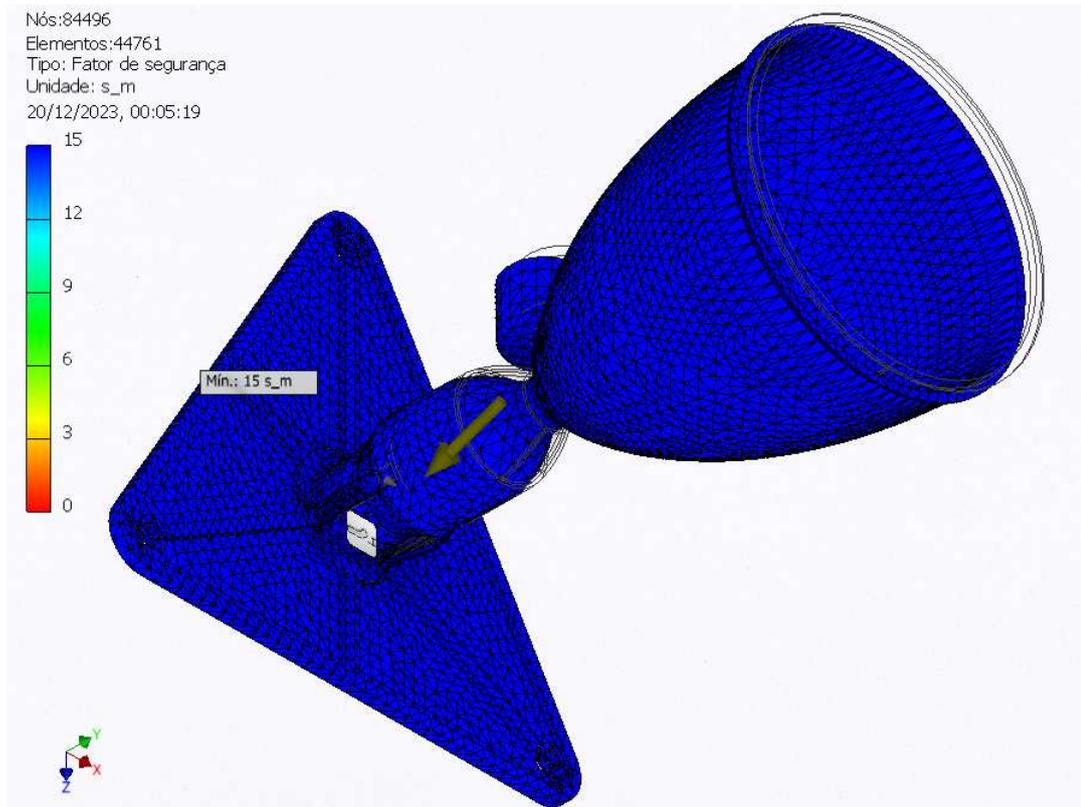


Figura 6.36 – Simulação de análise estrutural aplicando 22 N de força na câmara de combustão, com o prato de apoio sendo a restrição fixa. Fonte: Autor.

com o cálculo do empuxo utilizado o valor de $7g/s$ para o fluxo de massa global. Portanto, considerando os valores obtidos na tabela 6.13 e toda a análise descrita anteriormente no texto, a geometria mais indicada para o L22N é a construída utilizando o método das características descrito em (ANDERSON, 2021).

A geometria dos injetores é uma boa estimativa para configuração inicial de experimentos, a jaqueta ainda precisa ser calculada consistentemente e em relação ao dimensionamento tridimensional, a nova geometria se mostrou eficiente, tanto em termos mássicos quanto estruturais. Na figura 6.37 está uma ilustração da nova geometria calculada, e nas figuras 6.38, 6.39, 6.40, 6.41, 6.42 e 6.43 uma comparação das duas geometrias (a escolhida e a inicial anterior ao trabalho). Os orifícios na câmara são para o encaixe do sensor de pressão e da vela de ignição, e tem diâmetros de 3, 3 e 3 mm. Termopares e outros sensores/atuadores devem ser instalados de maneira a se adequarem a geometria. Além desses encaixes, na tabela 6.14 estão apresentadas as principais medidas comuns em ambas as geometrias. Desenhos e informações mais detalhadas sobre o motor não foram apresentadas devido a aspectos relacionados a propriedade intelectual e segurança da informação.

Parâmetros	LPREpy	RPA-MAP	RPA-MOC	Teórico	Unidades
Empuxo	20,2240	19,4573	18,9294	22	N
Desvio (%)	8,0	11,5	13,9	0	
Massa total	100	108	104		g
TWR	22,4	20,8	21,6		

Tabela 6.13 – Avaliação de desempenho (TWR) dos motores dimensionados utilizando técnicas diferentes. Fonte: Autor.

Parâmetros	Medida	Valor	Unidades
Encaixe dos parafusos - interno	diâmetro	3	mm
Encaixe válvulas/linhas hidráulicas - interno	diâmetro	8,4	mm
Profundidade válvulas/linhas hidráulicas	comprimento	10	mm
Canais de alimentação - interno	diâmetro	1,5	mm
Extensão suporte triangular	comprimento	77,09	mm

Tabela 6.14 – Principais medidas comuns a ambas as geometrias. Fonte: Autor.



Figura 6.37 – Geometria otimizada do L22N desenhada no (INVENTOR, 2023), mais leve e utilizando o MOC na tubeira. Fonte: Autor.



Figura 6.38 – Comparação das geometrias. Vista lateral. Fonte: Autor.

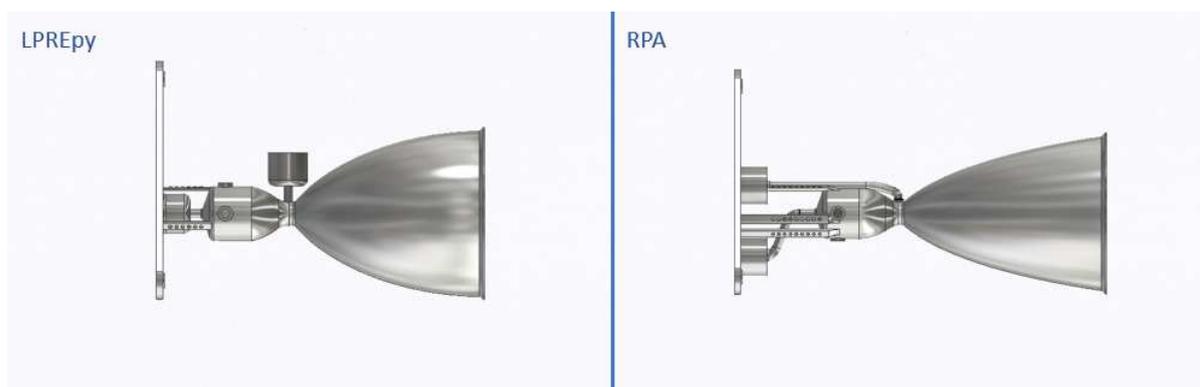


Figura 6.39 – Comparação das geometrias. Vista lateral oposta. Fonte: Autor.

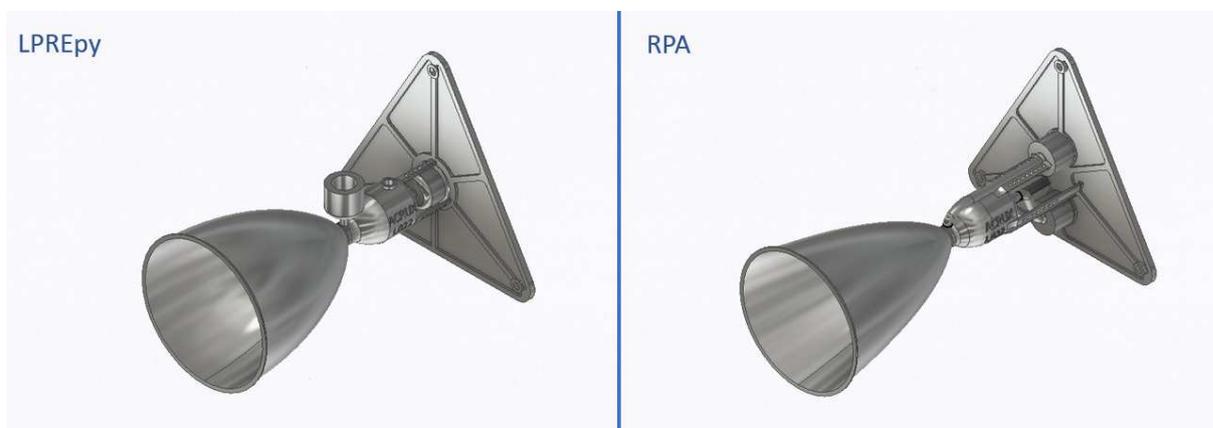


Figura 6.40 – Comparação das geometrias. Vista isométrica. Fonte: Autor.



Figura 6.41 – Comparação das geometrias. Vista isométrica refletida. Fonte: Autor.



Figura 6.42 – Comparação das geometrias. Vista isométrica oposta. Fonte: Autor.



Figura 6.43 – Comparação das geometrias. Vista isométrica oposta refletida. Fonte: Autor.

7 Conclusão

Comparando os objetivos específicos declarados na seção 1.3 com os resultados obtidos, pode-se concluir que o projeto preliminar logrou em sucesso em realizar os cálculos e estimativas iniciais do L22N. No entanto, ainda resta o cálculo fundamental do sistema de refrigeração regenerativa, já que tendo por base o nível das temperaturas alcançadas, uma câmara radiativa não será suficiente, e também experimentos com os injetores, como, por exemplo, avaliação do melhor ângulo θ_{imp} . Após isso o projeto já poderá ser considerado pronto para entrar em uma próxima fase.

Seguindo essa lógica de desenvolvimento, a partir do trabalho apresentando, considerando os resultados e as características do MFPL, conclui-se que a próxima fase do projeto deve ser a avaliação detalhada do tempo de resposta do L22N. Considerando as características do projeto, como ignição não hipergólica e necessidade de sistema de refrigeração regenerativa, fica aparente a possibilidade de o tempo de resposta do L22N ser excessivamente longo, inviabilizando seu uso como propulsor de RCS. Por isso a necessidade de tal avaliação, e em caso de o tempo de resposta real ser de fato longo, fica como alternativa o uso de uma mistura de óxido nítrico com etileno-etano. Tais substâncias, ao passar por um leito catalítico de rutênio, entram em combustão instantaneamente, entregando uma propulsão hipergólica, não tóxica, não criogênica e de alto desempenho (KESSLER; TORREZ; ZUBRIN, 2015).

Além dessas conclusões e sugestões, fica como destaque o sucesso na criação de um algoritmo para executar o método das características, sendo um dos métodos mais eficientes na construção de tubos por considerar o fenômeno da expansão de Prandtl-Meyer em sua construção. Também de particular importância no trabalho, foi a criação das duas bibliotecas em Python (LPREPY, 2022) e (CEAPY, 2022), com base em vários autores como (ALEMASOV; DREGALIN; TISHIN, 1970), (VASILYEV; KUDRYAVTSEV; AL, 1959), (KESSAEV, 1997), (ANDERSON, 2021), (LEFEBVRE; MCDONELL, 2017), (ANDERSON; LONG; HEISTER, 2004), (GORDON; MCBRIDE, 1994), (MCBRIDE; GORDON, 1996), etc. Tais bibliotecas consumiram grande parte do tempo disponível para execução do trabalho, e podem servir para diversas outras modelagens e classes de motores. Foram desenvolvidas de forma simples, visando otimização e atualizações contínuas, conforme a demanda do usuário, que não deve ter dificuldades em utilizá-las.

A métrica escolhida para avaliar a evolução da maturidade do projeto foi o TRL (Technology Readiness Level) (NASA, 2007). Segundo a ISO 16290:2013 e também segundo (NASA, 2007), o projeto preliminar (estudos de viabilidade e cálculos iniciais) pode certamente ser classificado em TRL 3, e dependendo da interpretação e do rigor aplicado aos requisitos, também pode ser classificado em TRL 4 ou muito próximo disso.

7.1 Trabalhos Futuros

Os trabalhos futuros sugeridos são:

1. Avaliação detalhada do tempo de resposta *bit reaction*.
2. Definição das propriedades termodinâmicas do nitrometano para uso no cálculo da jaqueta de refrigeração.
3. Cálculo do sistema de refrigeração regenerativa.
4. Desenvolvimento dos injetores.
5. Projeto e construção de bancada específica para experimento de injetores, e outros experimentos com motores de pequenas dimensões (*thrusters*).
6. Projeto de subsistemas redundantes.

Dentre esses itens, de fundamental importância são os quatro primeiros, pois só a partir da conclusão de tais itens o motor-foguete poderá entrar fase de testes ambientais reais, alcançando níveis de TRL mais altos conforme a figura 7.1 (NASA, 2007).

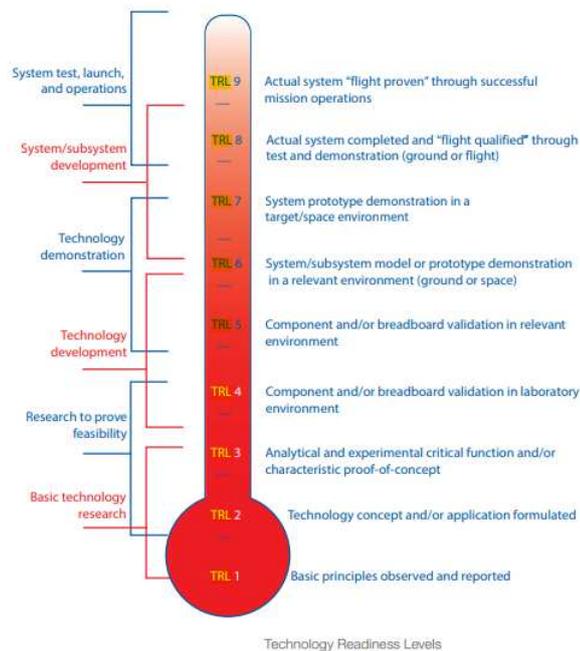


Figura 7.1 – Fases do TRL (*Technology Readiness Levels*. Fonte: (NASA, 2007).

Referências

ALEMASOV, V. Y.; DREGALIN, A. F.; TISHIN, A. F. *Theory of Rocket Engines*. 2^a. ed. [S.l.]: Preparado por: TRANSLATION DIVISION FOREIGN TECHNOLOGY Division WP.AFB, OHIO, 1970.

AMS. *A Evolução da Impressão 3D para Manufatura Aditiva Industrial*. 2023. Disponível em: <<https://amsbrasil.com.br/a-evolucao-da-impressao-3d-para-manufatura-aditiva-industrial/>>. Acessado em: 05 de dezembro de 2023.

ANDERSON, J. D. *Modern Compressible Flow, With Historical Perspective*. 4^a. ed. 2 Penn Plaza, New York, NY: McGraw-Hill, 2021.

ANDERSON, J. D.; DEGREZ, G. *Computational Fluid Dynamics, An Introduction*. 3^a. ed. 1640 Rhode-Saint-Genève, Bélgica: Springer, 2009.

ANDERSON, W. E.; LONG, M. R.; HEISTER, S. D. *Liquid Bipropellant Injectors. Liquid Rocket Thrust Chambers: Aspects of Modeling, Analysis, and Design*. [S.l.]: AIAA, 2004. v. 200. 141-165 p.

ASIHMIN, V. I.; GELLER, Z. I.; SKOBEL'CYN, Y. A. *Discharge of a Real Fluid from Cylindrical Orifices (in Russian)*. Oil Ind., Vol 9, Moscow, 1961.

BAHDUR, A. D. *Projeto de Câmara de Combustão de Motor Foguete À Propulsão Líquida de 25 Kn Pressurizado por Tanque*. Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, São Paulo, 2019.

BAYVEL, L.; ORZECOWSKI, Z. *Liquid Atomization*. 1^a. ed. 1101 Vermont Avenue, N. W., Suite 200, Washington, DC: Taylor & Francis, 1993.

BAZAROV, V.; YANG, V.; PURI, P. *Design and Dynamics of Jet and Swirl Injectors. Liquid Rocket Thrust Chambers: Aspects of Modeling, Analysis, and Design*. [S.l.]: AIAA, 2004. v. 200. 19-103 p.

BOAS, D. J. F. V. *Desenvolvimento de Lançadores de Pequenos Satélites Para o Programa Espacial Brasileiro*. Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, São Paulo, 2020.

BOYER, J. E. *Combustion Characteristics And Flame Structure Of Nitromethane Liquid Monopropellant*. Dissertação (Mestrado) — College of Engineering, 2005.

BRUNETTI, F. *Mecânica dos Fluidos*. 2^a. ed. São Paulo, SP: Pearson Prentice Hall, 2008.

CEAPY. *CEApy: Chemical Equilibrium with Applications - Python*. [S.l.]: Versão: 1.0.5. Júlio C.R. Machado, 2022. Disponível em: <<https://pypi.org/project/CEApy/>>. Acessado em: 31 de março de 2023.

CORBETT, J. *Green Propellants*. [S.l.]: NASA, 2015. Disponível em: <https://www.nasa.gov/centers/wstf/testing_and_analysis/propellants_and_aerospace_fulids/green_propellants.html>. Acessado em: 11 de setembro de 2023.

EOS. *AMS, EOS Manufatura Aditiva*. 2023. Disponível em: <<https://www.matweb.com/index.aspx>>. Acessado em: 10 de novembro de 2022.

EOS. *EOS NickelAlloy IN718, Material Data Sheet*. 2023. Disponível em: <https://www.eos.info/03_system-related-assets/material-related-contents/metal-materials-and-examples/metal-material-datasheet/nickelalloy-inconel/material_ddatasheet_eos_nickelalloy_in718_01-23_en.pdf>. Acessado em: 05 de junho de 2023.

FERZIGER, J. H.; PERIC, M. *Computational Methods for Fluid Dynamics*. 3^a. ed. Stanford, CA 94305, USA: Springer, 2009.

FILHO, A. P. S. *Projeto de Propulsor Bipropelente de 200N para Aplicação em Satélites*. Instituto Federal de Santa Catarina, Lages, Santa Catarina, 2021.

FINEP. *A Financiadora de Estudos e Projetos*. 2022. Disponível em: <http://www.finep.gov.br/>.

FLUENT. *ANSYS: Fluent*. [S.l.]: 2021, R2. ANSYS, Inc., 2021. Disponível em: <<https://www.ansys.com/products/fluids/ansys-fluent>>. Acessado em: 31 de março de 2023.

GORDON, S.; MCBRIDE, B. J. *Computer Program for Calculations of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications: Analysis*. Lewis Research Center, Cleveland, Ohio, 1994. v. 1.

HILL, F.; PETERSON, C. *Mechanics and Thermodynamics of Propulsion*. 2^a. ed. Knowledge Boulevard, A-8(A) Sector-62, New Okhla Industrial Development Authority, Uttar Pradesh: Pearson Education, 1992.

HUZEL, D. K.; HUANG, D. H. *Modern Engineering For Design Of Liquid-propellant Rocket Engines*. [S.l.]: AIAA, 1992.

INVENTOR. *AutoDesk: Autodesk Inventor Professional 2024*. [S.l.]: 2023. Autodesk, Inc., 2023. Disponível em: <<https://www.autodesk.com.br/>>. Acessado em: 31 de março de 2023.

ITO, J. I. *Propellant Injection Systems and Processes. Liquid Rocket Thrust Chambers: Aspects of Modeling, Analysis, and Design*. [S.l.]: AIAA, 2004. v. 200. 1-18 p.

KESSAEV, J. *Theory and Calculation of Liquid-Propellant Engines*. [S.l.]: São José dos Campos: ITA/IAE/MAI, 1997.

KESSLER, J. L.; TORREZ, C.; ZUBRIN, R. M. *Nitrous Ethane-Ethylene Rocket with Hypergolic Ignition, Phase I*. 2015. Disponível em: <<https://techport.nasa.gov/view/34041>>. Acessado em: 23 de outubro de 2023.

LARSON, W. J.; HENRY, G. N.; HUMBLE, R. W. *Space Propulsion Analysis and Design*. [S.l.]: McGraw-Hill, 1995.

LEFEBVRE, A. H.; MCDONELL, V. G. *Atomization and Sprays*. 2^a. ed. 6000 Broken Sound Parkway NW, Suite 300: CRC Press, 2017.

LICHTAROWICZ, A.; DUGGINS, R. K.; MARKLAND, E. **Discharge Coefficients for Incompressible Non-Cavitating Flow Through Long Orifices**. Journal of Mechanical Engineering Science, Vol. 7, No. 2, 1965, pp. 210–219, Manchester, 1965.

LPREPY. *LPREpy: Liquid Propellant Rocket Engine - Python*. [S.l.]: Versão: 1.0.0. Júlio C.R. Machado, 2022. Disponível em: <<https://github.com/juliomachado/LPREpy>>. Acessado em: 30 de novembro de 2023.

MATWEB. *MatWeb, Material Property Data*. 2023. Disponível em: <<https://www.matweb.com/index.aspx>>. Acessado em: 10 de novembro de 2022.

MAYER, A.; WIELING, W. **Green Propulsion Reserach At TNO The Netherlands**. The Netherlands Institute for Applied Scientific Research (TNO), Lange Kleiweg, Netherlands, 2018.

MCBRIDE, B. J.; GORDON, S. *Computer Program for Calculations of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications: Users Manual and Program Description*. Lewis Research Center, Cleveland, Ohio, 1996. II.

MERRINGTON, A. C.; RICHARDSON, E. G. **The Break-up of Liquid Jets**. King's College, Proc. Phys. Soc. London, Vol. 59, No. 33, 1947, pp. 1–13, Newcastle upon Tyne, 1947.

MISHRA, D. P. *Fundamentals of Rocket Propulsion*. Boca Raton, 6000 Broken Sound Parkway NW, Suite 300: CRC Press, 2017.

NAKAYAMA, Y. **Action of the Fluid in the Air Micrometer: First Report, Characteristics of Small Diameter Nozzle and Orifice**. Bull. Jpn. Soc. Mech. Eng, Vol. 4, 1961, pp. 516–524, Kanagawa, Japão, 1961.

NASA. *NASA SYSTEMS ENGINEERING HANDBOOK*. 1^a. ed. NASA Headquarters, Room 6D37, 300 E St SW, Washington, DC: National Aeronautics and Space Administration, 2007.

OATES, G. C. *Aerothermodynamics of Gas Turbine and Rocket Propulsion*. 3^a. ed. 1801 Alexander Bell Drive, Reston, Virginia: AIAA Education Series, 1997.

O'CONNOR, A. C. et al. **Economic benefits of the global positioning system (GPS)**. RTI International, 2019.

OVSYANNIKOV, B. V.; AL et. *Theory and Calculation of Feed Units of Liquid-Propellant Rocket Engines*. [S.l.]: Preparado por: Foreign Technology Division Wright-Patterson Air Force Base, OHIO, 1973.

PALMERIO, A. F. *Introdução à Tecnologia de Foguetes*. 2^a. ed. [S.l.]: SindCT São José dos Campos, 2017.

PALUDO, L. *O que é Manufatura Aditiva, Como Funciona e Quais as Vantagens*. 2022. Disponível em: <<https://blog.sesisenai.org.br/o-que-e-manufatura-aditiva/#:~:text=A%20manufatura%20aditiva%20abrange%20tecnologias,pol%C3%ADmeros%20ou%20metais%2C%20por%20exemplo.>> Acessado em: 10 de outubro de 2023.

PONOMARENKO, A. *RPA: Tool for Liquid Propellant Rocket Engine Analysis C++ Implementation*. [S.l.], 2010.

PONOMARENKO, A. *RPA: Tool for Rocket Propulsion Analysis - Assessment of Delivered Performance of Thrust Chamber*. [S.l.], 2013.

RADCLIFFE, A. *Fuel injection. High Speed Aerodynamics and Jet Propulsion*. Sect. D, Princeton, NJ: Princeton University Press, 1960. XI.

RAO, G. V. R. *Exhaust nozzle contour for optimum thrust*. [S.l.]: Journal of Jet Propulsion, 1958. v. 28, n. 6, p. 377-382.

ROCKCONTENT. *Entenda a Ciência por trás do Princípio de Pareto e Saiba Como Aplicá-lo em Diferentes Áreas da Empresa*. 2023. Disponível em: <<https://rockcontent.com/br/blog/principio-de-pareto/>>. Acessado em: 02 de dezembro de 2023.

RPA. *RPA: Rocket Propulsion Analysis*. [S.l.], 2010.

SCHMUCKER, R. H. *Flow Processes In Overexpanded Chemical Rocket Nozzles. Part 1: Flow Separation*. NASA, Washington, D.C 20546, 1984.

SIRIGNANO, W. A.; MEHRING, C. *Distortion and Disintegration of Liquid Streams. Liquid Rocket Thrust Chambers: Aspects of Modeling, Analysis, and Design*. [S.l.]: AIAA, 2004. v. 200. 167-242 p.

SPALDING, D. B. *Combustion in Liquid-Fuel Rocket Motors*. Cambridge: The Aeronautical Quarterly, Vol. X, February 1959, 1958.

STANDARDS, N. I. of; TECHNOLOGY. *Security Requirements for Cryptographic Modules*. Washington, D.C., 2001.

STARK, R. H. *Flow Separation in Rocket Nozzles, a Simple Criteria*. AIAA, German Aerospace Center, Lampoldshausen, D-74239, Germany, 2005.

SUTTON, G. P.; BIBLARZ, O. *Rocket Propulsion Elements*. 9^a. ed. [S.l.]: Inc: New York: John Wiley and Sons, 2017.

TURNER, M. J. L. *Rocket and Spacecraft Propulsion: Principles, Practice and New Developments*. 3^a. ed. Chichester, UK: Springer, 2009.

URNS, S. R. *An Introduction To Combustion: Concepts And Applications*. 3^a. ed. New York, NY 10020: McGraw-Hill, 2012.

VASILYEV, A. P.; KUDRYAVTSEV, V. M.; AL et. *Fundamentals of Theory and Calculation of Liquid-Propellant Rocket Engines*. [S.l.]: Preparado por: TRANSLATION DIVISION FOREIGN TECHNOLOGY Division WP.AFB, OHIO, 1959. II.

WEST, E. *What is Design for Manufacturing or DFM?* 2023. Disponível em: <[https://news.ewmfg.com/blog/manufacturing/dfm-design-for-manufacturing#:~:text=Design%20for%20Manufacturing%20\(DFM\)%20is,and%20refining%20the%20product%20design.](https://news.ewmfg.com/blog/manufacturing/dfm-design-for-manufacturing#:~:text=Design%20for%20Manufacturing%20(DFM)%20is,and%20refining%20the%20product%20design.)> Acessado em: 03 de dezembro de 2023.

WHITE, F. M. *Mecânica dos Fluidos*. 6^a. ed. Av. Jerônimo de Ornelas, 670 – Santana, Porto Alegre, RS: AMGH Editora Ltda, 2011.

YOUNGBLOOD, S. H. **Design and Testing of a Liquid Nitrous Oxide and Ethanol Fueled Rocket Engine**. New Mexico Institute of Mining and Technology, Socorro, New Mexico, 2015.