



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

Projeto, Análise e Otimização Preliminar de um Motor de Foguete a Propelente Líquido para Foguetes de Sondagem

Autor: Maurício Sá Gontijo

Orientador: PhD Jungpyo Lee

Corientador: PhD Olexiy Shynkarenko

Brasília, DF



Maurício Sá Gontijo

**Projeto, Análise e Otimização Preliminar de um Motor
de Foguete a Propelente Líquido para Foguetes de
Sondagem**

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

Universidade de Brasília - UnB

Faculdade UnB Gama - FGA

Orientador: PhD Jungpyo Lee

Coorientador: PhD Olexiy Shynkarenko

Brasília, DF

Maurício Sá Gontijo

Projeto, Análise e Otimização Preliminar de um Motor de Foguete a Propelente Líquido para Foguetes de Sondagem/ Maurício Sá Gontijo. – Brasília, DF, - 284 p. : il. (algumas color.) ; 30 cm.

Orientador: PhD Jungpyo Lee

Coorientador: PhD Olexiy Shynkarenko

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

1. Motor de Foguete Líquido. 2. Foguete de Sondagem. 3. Propulsão de Foguetes I. PhD Jungpyo Lee. II. PhD Olexiy Shynkarenko. III. Universidade de Brasília. IV. Faculdade UnB Gama. V. Projeto, Análise e Otimização Preliminar de um Motor de Foguete a Propelente Líquido para Foguetes de Sondagem

CDU 02:141:005.6

Maurício Sá Gontijo

Projeto, Análise e Otimização Preliminar de um Motor de Foguete a Propelente Líquido para Foguetes de Sondagem

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

Trabalho aprovado. Brasília, DF, 05 de maio de 2022:

PhD Jungpyo Lee
Orientador / UnB - FGA

PhD Olexiy Shynkarenko
Coorientador / UnB - FGA

PhD Domenico Simone
Membro da banca / UnB - FGA

PhD Fábio Luiz Calciolari
Membro da banca / Avibras - SP

Brasília, DF

Agradecimentos

Eu gostaria de agradecer a todos que me apoiaram até aqui. Principalmente aos meus pais, Marcos e Fernanda, que sempre buscaram fazer o que estava e o que não estava ao alcance para tentar prover tudo que precisei. A minha tia Joana por ser a minha segunda mãe/pai. Também a minha irmã, Paula, por sempre me apoiar. Aos meus familiares que sempre estiveram próximos.

Um agradecimento especial vai para a Aline, por ter ficado ao meu lado em tantos momentos difíceis e ter me apoiado sempre.

Também gostaria de agradecer aos meus amigos de infância que sempre me apoiaram: Yngridi, Teresa, Gustavo, Guilherme, Pedro, Caio, Iuri, Higor, Daniel, Nicole, Maria Vitória, Mateus, Anderson, Vitório, Fernanda e Letícia.

Agradeço também aos meus amigos que fiz na graduação: Renato, Mateus, Priscila, Bruna, Caio, Isla, Diogo, Anieli, Maria Carolina, Luan, Kleiton, Daniel, Anne, Guilherme, Vitor, Bismarck, Guilherme, Guilherme, Gilvan, Harrison, Daniel, Anieli, Paolla, Victor, Abraão e Gilberto.

Outro agradecimento que não podia deixar de fazer é à Avibras, onde fiz estágio. Foi uma experiência excepcional, onde fui muito bem recebido e aprendi muito. Em especial, agradeço ao GED: Fábio, Marcos, Kim, Eber, Nicolas, Amanda, Mylena, Ingrid, Heitor, Roberta, Felipe, Juliano, Vinicius, Calvin, Tainã e Paulo. Também um agradecimento para: Priscilla, Fabiano, Sabrina e Eduardo.

Agradeço a todos os servidores e terceirizados da FGA, pois todos são importantes na minha formação. Em especial, gostaria de agradecer ao CPL: Olexiy, Jungpyo, Domenico, Artem e Artur, que sempre se mostraram solícitos e são excelentes professores.

Do INPE, os servidores Heitor e Fernando por terem sido sempre abertos em me ajudar.

Aos amigos que fiz na DeltaV por confiarem em meu trabalho: Daniel, Gustavo, Lucas, Igor, Santiago, Leonardo e Adrian.

À Draco Volans e à Capital Rocket Team, que foram as grandes iniciativas estudantis as quais fiz parte, aprendi muito e fiz grandes amigos.

Aos amigos da LASC e da PION que também me apoiaram e sempre gosto de estar junto: Calvin, Bruno, Goulart (também por ter me apresentado à Fibra Forte), Gabriel, João, Victor, Paulo e Mateus.

Resumo

Este trabalho tem por objetivo apresentar o desenvolvimento de um algoritmo computacional capaz de simular e otimizar um motor de foguete à propelente líquido alimentado por pressão com uma missão pré-definida e a partir de escolhas feitas previamente. Para isso uma revisão bibliográfica completa é requerida. Algumas dessas escolhas são a seleção de propelente, a seleção de materiais, a escolha do tipo de injetor, a definição do tipo de sistema de resfriamento, entre outras. A missão definida foi a substituição dos dois estágios de propulsão sólida do foguete de sondagem VSB-30 por um estágio único de propulsão líquida capaz de prover os mesmos requisitos originais do veículo, como prover cerca de 6 minutos de microgravidade à uma carga útil de 400 kg. Além disso, o algoritmo precisa ter relativo baixo custo computacional. A partir dos pontos citados, um motor de propulsão líquida foi desenvolvido, atendendo os requisitos, e seguindo a filosofia de segurança > qualidade > prazo > custo. Com essa ideia, o desenvolvimento foi pensado em obter alta segurança, para uma possível futura operação do sistema, alta qualidade, em questão de alto desempenho e confiabilidade, atendeu os prazos estipulados e o custo para manter os outros três itens deve ser superado dentro de certas limitações, que, como é um trabalho teórico, não considerou-se essas limitações.

Palavras-chaves: Motor de Foguete a Propelente Líquido. Foguete de Sondagem. Propulsão de Foguetes. Otimização.

Abstract

This work aims to present the development of a computational algorithm capable of simulating and optimizing a pressure-fed liquid propellant rocket engine with a pre-defined mission and from previously made choices. For this, a complete bibliographic review is required. Some of these choices are the propellant selection, the materials selection, the choice of the type of injector, the definition of the type of cooling system, among others. The defined mission was the substitution of the two stages of solid propulsion of the VSB-30 sounding rocket by a single liquid propulsion stage capable of providing the same original requirements of the vehicle, such as providing about 6 minutes of microgravity to a payload of 400 kg. In addition, the algorithm needs to have relative low computational cost. From the points cited, a liquid propulsion engine was developed, serving the requirements, and following philosophy of safety > quality > deadline > cost. With this idea, development was thought to obtain high safety, for a possible future system operation, high quality, in a matter of high performance and reliability, met the stipulated deadlines and the cost to keep the other three items must be overcome certain limitations, which, as this is a theoretical work, were not considered these limitations.

Key-words: Liquid Propellant Rocket Engine. Sounding Rocket. Rocket Propulsion. Optimization.

Lista de ilustrações

Figura 1 – Comparação da eficiência entre os tipos de propulsão	47
Figura 2 – Principais componentes de MFPS	48
Figura 3 – Foguetes desenvolvidos no Brasil (sem considerar os de defesa)	51
Figura 4 – Sistema ASTROS da Avibras	52
Figura 5 – Componentes de um MFPH	53
Figura 6 – Sistema de alimentação de uma banca de testes com capacidade de modulação de empuxo durante teste a quente	54
Figura 7 – Motores a) SARA b) GAMA I c) Firestorm I	55
Figura 8 – Primeiro foguete líquido a voar	56
Figura 9 – Veículo com o primeiro MFPL projetado	56
Figura 10 – Principais componentes de um MFPL (Exemplo de um ciclo aberto)	57
Figura 11 – Motores a) L5 b) L15 e c) L75	61
Figura 12 – Comparação de eficiências de propulsores químicos com diferentes misturas de propelente	62
Figura 13 – Custo por impulso total de propulsores químicos	62
Figura 14 – VSB-30	66
Figura 15 – Motores do VSB-30 a) S30 e b) S31	67
Figura 16 – Simulação do VSB-30 com MFPL	68
Figura 17 – Seções de um MFPL alimentado por pressão	81
Figura 18 – Empuxo na garganta e na saída da tubeira	86
Figura 19 – Variação do coeficiente de empuxo com a altitude considerando diferença de pressão entre a saída da tubeira e a ambiente (Pressão em Pa)	87
Figura 20 – Variação do empuxo e do I_{sp} com a altitude	89
Figura 21 – Variação das relações termodinâmicas de processo isentrópico e razões de áreas na tubeira em função do número de Mach	92
Figura 22 – Variação da pressão de estagnação e do número de Mach em função da razão de contração	93
Figura 23 – Análise de desempenho e custo de misturas bipropelentes	95
Figura 24 – Análise de desempenho para propelentes de baixa massa específica	97
Figura 25 – Análise de desempenho para propelentes de média massa específica	97
Figura 26 – Análise de desempenho para propelentes de alta massa específica	98
Figura 27 – Influência da ϕ sobre o desempenho e os produtos da reação	103
Figura 28 – Influência da P_c sobre o I_{sp}	104
Figura 29 – Influência da P_c sobre o tamanho da câmara de empuxo	105
Figura 30 – Seção convergente	106

Figura 31 – Tubeira cônica	107
Figura 32 – Tubeira parabólica	108
Figura 33 – Ângulos da tubeira parabólica de acordo com ϵ e o truncamento	108
Figura 34 – Tubeira de comprimento mínimo por método das características	109
Figura 35 – Tubeiras anulares	110
Figura 36 – Relação entre \overline{Re}_t e o C_d e a razão δ_t/r_t	113
Figura 37 – Condição a) Subexpandida e b) Superexpandida	114
Figura 38 – Variação de B_r com γ e \bar{T}_w	116
Figura 39 – Variação de Ψ com d_e e θ_e	116
Figura 40 – Perfil de velocidade na saída da tubeira	117
Figura 41 – Variação do λ com o α_{div}	118
Figura 42 – Fator de correção em função do truncamento e da razão de expansão	119
Figura 43 – Formato a) Esférico e b) Semi-esférico c) Cilíndrico	121
Figura 44 – Câmara de distribuição e cabeçote de injeção do RD-107	122
Figura 45 – Padrão a) Favo de mel b) Xadrez e c) Circular	123
Figura 46 – Tipos de injetores mais comuns em MFPL	124
Figura 47 – Distribuição de vazão mássica entre um injetor a) Jato e b) Centrífugo	125
Figura 48 – Desenvolvimento do <i>spray</i> com o aumento da pressão: a) Jato b) Hélice c) Cebola d) Tulipa e) <i>spray</i> desenvolvido	126
Figura 49 – Injetor centrífugo monopropelente	127
Figura 50 – Injetor centrífugo dual	127
Figura 51 – Injetor centrífugo com mistura a) Interna e b) Externa	128
Figura 52 – Esquemático do injetor centrífugo	129
Figura 53 – Detalhes o núcleo de gás	129
Figura 54 – Relação entre $C_{d,i}$, K e o ϵ	132
Figura 55 – Relação entre $C_{d,i}$, S , α e o ϵ em função de K	133
Figura 56 – Relação entre f e Re	134
Figura 57 – Relação entre o ângulo das passagens de entrada e o ξ_p	135
Figura 58 – Injetores centrífugos com mistura externa a) Fechado, b) Semi-aberto e c) Aberto	136
Figura 59 – Injetores centrífugos com mistura interna a) Fechado, b) Semi-aberto e c) Aberto	137
Figura 60 – Variação do SMD com a ΔP e a P_c	139
Figura 61 – Interação de forças aerodinâmicas e de tensão superficial nas gotas injetadas	139
Figura 62 – Regiões de transição de líquido não atomizado para atomizado em fun- ção de We , Oh e Re	140
Figura 63 – a) Frações mássicas e temperaturas na gota, b) Transferência de calor na gota, c) Convecção e advecção na gota	141

Figura 64 – Variação do ξ^* com o chi_0 e o S_r	146
Figura 65 – Modelo representativo de vaporização para cálculo do L^*	146
Figura 66 – Impacto do L^* sobre a C^*	147
Figura 67 – Comparação dos fatores que afetam o L^*	148
Figura 68 – ϕ^* em função de P_c para Etanol/LOx e RP-1/LOx	148
Figura 69 – Ciclos mais utilizados em MFPL	150
Figura 70 – Ciclo alimentado por pressão	151
Figura 71 – Exemplo de válvula principal de a) Oxidante e b) Combustível	152
Figura 72 – Ignição por colisão de partículas dentro de uma válvula	153
Figura 73 – Tipos de ponta de termopares: a) Aterrado, b) Isolado e c) Exposto	154
Figura 74 – Algumas possíveis disposições de tanques: a) Tanques esféricos, b) Tanques cilíndricos, c) Tanques com anteparos em comum, d) Tanques concêntricos, e) Múltiplos tanques	158
Figura 75 – Tanque com superfícies anti- <i>sloshing</i> e anti-vórtice	159
Figura 76 – Temperatura na parede da câmara de combustão do lado dos gases com e sem sistema de resfriamento	160
Figura 77 – Variação do Kc em função do número de Mach	162
Figura 78 – Variação do Kc em função da razão de áreas	162
Figura 79 – Disposição de camada de parede a) Favo de mel b) Xadrez c) de transição e d) com injetores bipropelentes coaxiais	163
Figura 80 – Esquemático do uso da camada de parede	164
Figura 81 – Esquemáticos de possíveis configurações com resfriamento regenerativo	165
Figura 82 – Esquemático de transferência de calor para o resfriamento regenerativo	166
Figura 83 – Esquemático de divisões da câmara de empuxo	167
Figura 84 – Seções transversais de canais	168
Figura 85 – Variação da C^* com a temperatura do combustível para algumas pressões de câmara	168
Figura 86 – Seções transversais de canais	169
Figura 87 – Estabilidade do filme líquido	170
Figura 88 – Variação da razão de pressão, da razão de área e da espessura ao longo do motor	173
Figura 89 – Motor com espessura variável	173
Figura 90 – Diagrama do algoritmo do LPOT	181
Figura 91 – Seção de projeto do LPOT	182
Figura 92 – Seção de análise do LPOT	183
Figura 93 – Seção de otimização do LPOT	184
Figura 94 – Esquema de refinamento dos parâmetros	185
Figura 95 – Variação da TWR com O/F e P_c para $\epsilon_c = 5$ (ponto branco é o TWR máximo)	191

Figura 96 – Comparação da variação da TWR com O/F e P_c para $\epsilon_c = 2$ e $\epsilon_c = 5$. . .	191
Figura 97 – Variação da TWR com ϵ_c e P_c para O/F de 1,73 (ponto branco é o TWR máximo)	192
Figura 98 – Variação da TWR com ϵ_c e O/F para P_c de 21,62 (ponto branco é o TWR máximo)	193
Figura 99 – Massas dos componentes do sistema propulsivo	194
Figura 100 – Modelo 3D da câmara de combustão e da tubeira	195
Figura 101 – Vista cortada do modelo 3D de um injetor bipropelente coaxial	197
Figura 102 – Disposição dos injetores	197
Figura 103 – modelos 3D em vista cortada dos tanques de a) Oxidante e b) Combustível	198
Figura 104 – Modelo 3D em vista cortada do tanque de pressurizante	199
Figura 105 – Transferência de calor ao longo do contorno do motor	200
Figura 106 – Temperaturas ao longo do contorno do motor	200
Figura 107 – Queda de pressão do refrigerante	201
Figura 108 – Representação do sistema de resfriamento e injeção	201
Figura 109 – Modelo 3D do sistema propulsivo completo e seus componentes	202
Figura 110 – Modelo 3D do sistema propulsivo completo	202
Figura 111 – Variação de ζ_r , ω_r e χ_r para χ_0 igual a 0,2, 0,5 e 1, respectivamente, e $S_r = 0,5$	238
Figura 112 – Variação de ζ_r , ω_r e χ_r para χ_0 igual a 0,2, 0,5 e 1, respectivamente, e $S_r = 1$	238
Figura 113 – Variação de ζ_r , ω_r e χ_r para χ_0 igual a 0,2, 0,5 e 1, respectivamente, e $S_r = 2$	239
Figura 114 – Representação de ζ_r , ω_r , χ_r e ξ_0 em uma câmara de combustão	239
Figura 115 – Variação de ζ_r , ω_r e χ_r variando o χ_0 e $S_r = 0,5$	240
Figura 116 – Variação de ζ_r , ω_r e χ_r variando o χ_0 e $S_r = 1$	241
Figura 117 – Variação de ζ_r , ω_r e χ_r variando o χ_0 e $S_r = 2$	241
Figura 118 – Variação de ζ_r , ω_r e χ_r variando o χ_0 e $S_r = \infty$	242
Figura 119 – L^* para Etanol/LOx para o L75	243
Figura 120 – L^* para RP-1/LOx para o L75	243
Figura 121 – Variação de ξ_* com o χ_0 e o S_r	244
Figura 122 – Variação de ζ_r , ω_r e χ_r para o Re igual a 10, 100 e 1000, $S_r = 0,2$ e Pr= 0,7	245
Figura 123 – Variação de ζ_r , ω_r e χ_r para o Re igual a 10, 100 e 1000, $S_r = 0,5$ e Pr= 0,7	245
Figura 124 – Variação de ζ_r , ω_r e χ_r para o Re igual a 10, 100 e 1000, $S_r = 1$ e Pr= 0,7	246
Figura 125 – Variação do ξ^* em função de Re para o χ_0 igual a 0,20, 0,50 e 1, $S_r = 1$ e Pr= 0,7	246
Figura 126 – Variação do ψ_r em função de τ_r e n_r	248

Figura 127 – Regiões com e sem combustão definidas pela razão $L_{c,r}/\chi_0$	249
Figura 128 – L^* para etanol/LOx em a) baixa P_c e b) alta P_c com influência das reações químicas ($n = 4$)	250
Figura 129 – L^* para RP-1/LOx em a) baixa P_c e b) alta P_c com influência das reações químicas ($n = 4$)	250
Figura 130 – L^* para LH ₂ /LOx em a) baixa P_c e b) alta P_c com influência das reações químicas ($n = 4$)	251
Figura 131 – ϕ^* , para RP-1/LOx, etanol/LOx e LH ₂ /LOx variando com P_c	251
Figura 132 – Esquemático e foto do motor H-1	254
Figura 133 – Esquemáticos do motor Wasserfall C-2 do foguete Hermes A-1 da General Electric	255
Figura 134 – Esquemático e foto do motor RL-10B-2-1A	256
Figura 135 – Esquemático e foto do motor RD-253	256
Figura 136 – Algoritmo da câmara de combustão	269
Figura 137 – Algoritmo da tubeira	270
Figura 138 – Algoritmo dos injetores	271
Figura 139 – Algoritmo dos tanques e das tubulações	272
Figura 140 – Detalhes das seções da interface gráfica do software LPOT	274
Figura 141 – Diagrama hidráulico do LS1	276
Figura 142 – Esquemático de percurso dos fluidos	278
Figura 143 – Desenho técnico do tanque de pressurizante	279
Figura 144 – Desenho técnico do tanque de combustível	280
Figura 145 – Desenho técnico do tanque de oxidante	281
Figura 146 – Desenho técnico da câmara de distribuição	282
Figura 147 – Desenho técnico do injetor bipropelente	283
Figura 148 – Desenho técnico da câmara de combustão e tubeira	284

Lista de tabelas

Tabela 1 – Formulação típica de um propelente <i>double-based</i>	49
Tabela 2 – Propelentes compósitos mais comuns	49
Tabela 3 – Principais monopropelentes dividido em classes	58
Tabela 4 – Principais combustíveis e oxidantes bipropelentes	59
Tabela 5 – Principais misturas tripropelentes	59
Tabela 6 – Comparação de pontos chave entre tecnologias de propulsão química	61
Tabela 7 – Dados do S30 e S31	66
Tabela 8 – Massa atômica e calor específico de elementos químicos	99
Tabela 9 – Continuação da Tabela 8	99
Tabela 10 – Entalpia de formação, calor específico e massa específica dos principais combustíveis e oxidantes	101
Tabela 11 – Propelentes considerados para o motor	101
Tabela 12 – Propelentes considerados para o motor	106
Tabela 13 – Número de injetores no padrão circular	123
Tabela 14 – Valores típicos de L^* para algumas misturas de propelente	144
Tabela 15 – Fatores para escolha de roscas	155
Tabela 16 – Níveis de compatibilidade química	157
Tabela 17 – Materiais usados em MFPL alimentados por pressão e suas aplicações	175
Tabela 18 – Propriedades do LOx e do etanol	189
Tabela 19 – Materiais escolhidos para cada componente	190
Tabela 20 – Propriedades dos materiais escolhidos	190
Tabela 21 – Parâmetros propulsivos do LS1	193
Tabela 22 – Massas do LS1	194
Tabela 23 – Dimensões da câmara de combustão e da tubeira do LS1	195
Tabela 24 – Parâmetros e dimensões dos injetores centrífugos bipropelentes coaxiais	196
Tabela 25 – Comparação entre os resultados do LPOT e do RPA para o LS1	203
Tabela 26 – Comparação os TWR reais e previstos pelo LPOT do SPICA e do FTB-L [CopenhagenSuborbitals 2021], [Altafim et al. 2019]	203
Tabela 27 – Comparação entre o LS1 e os motores S30 e S31	205
Tabela 28 – Comparação entre o LS1 e outros motores similares	206
Tabela 29 – Continuação da Tabela 28	206
Tabela 30 – Números de transferência para combustíveis diferentes	235
Tabela 31 – Parâmetros do L75	243
Tabela 32 – Comparação entre o ciclo alimentado por pressão e por bomba	253
Tabela 33 – Vantagens e desvantagens dos ciclos	254

Lista de abreviaturas e siglas

ADN	Dinitramida de Amônio
AMROC	<i>American Rocket Company</i>
AN	Nitrato de Amônio
ARRC	<i>Advanced Rocket Research Center</i>
ASTROS	Sistema de Foguetes de Artilharia para Saturação de Área
CAD	<i>Computer Aided Design</i>
CAE	<i>Computer Aided Engineering</i>
CAF	Câmara de Área Finita
CAI	Câmara de Área Infinita
CD	Convergente-Divergente
CEA	<i>Chemical Equilibrium with Applications</i>
CFD	<i>Computational Fluid Dynamics</i>
CNES	<i>Centre National d'Études Spatiales</i>
COPV	<i>Composite Overwrapped Pressure Vessel</i>
COTS	<i>Commercial off-the-Shelf</i>
CPL	<i>Chemical Propulsion Laboratory</i>
CPPV	<i>Combined Propellant/Pressurant Vessel</i>
CTPB	Polibutadieno carboxilado (do inglês: <i>Carboxy Terminated Polybutadiene</i>)
DLR	<i>Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt</i>
E-D	Expansão-Deflexão
EPDM	Etileno-Propileno-Dieno-Metil
ESPSS	<i>European Space Propulsion Systems Simulation</i>
FOGTREIN	Foguetes de Treinamento

FTB	Foguete de Treinamento Básico
FTI	Foguete de Treinamento Intermediário
GCH ₄	Metano Gasoso
GFSSP	<i>Generalized Fluid System Simulation Program</i>
GH ₂	Hidrogênio Gasoso
GO _x	Oxigênio Gasoso
GUI	Interface Gráfica de Usuário (do inglês: <i>Graphical User Interface</i>)
HDPE	Polietileno de Alta Densidade
H-F	Fluxo-Horizontal (do inglês: <i>Horizontal-Flux</i>)
HPT	<i>Hybrid Propulsion Team</i>
HTP	<i>High Test Peroxide</i>
GUIPROPEP	<i>Graphical User Propellant Evaluation Program</i>
ITA	Instituto Tecnológico de Aeronáutica
IAE	Instituto de Aeronáutica e Espaço
INPE	Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
IRFNA	Ácido Nítrico Fumegante Vermelho
JPL	<i>Jet Propulsion Laboratory</i>
LCH ₄	Metano Líquido
LH ₂	Hidrogênio Líquido
LiRA	<i>Liquid Rocket Analysis</i>
LO _x	Oxigênio Líquido
LPOT	<i>Liquid Propulsion Optimization Tool</i>
LRTC	<i>Liquid Rocket Transient Code</i>
MANSUP	Míssil Antinavio de Superfície
MDO	Otimização de Projeto Multidisciplinar (do inglês: <i>Multidisciplinary Design Optimization</i>)

MEOP	Pressão Máxima de Operação Esperada (do inglês: <i>Maximum Expected Operating Pressure</i>)
MFGH	Motor de Foguete à Propelente Gelificado
MFPH	Motor de Foguete à Propelente Híbrido
MFPL	Motor de Foguete à Propelente Líquido
MFPS	Motor de Foguete à Propelente Sólido
MH	Metil Hidrazina
MLN	Tubeira de Comprimento Mínimo (do inglês: <i>Minimum Length Nozzle</i>)
MMH	Mono-Metil Hidrazina
MOC	Método das Características (do inglês: <i>Method of Characteristics</i>)
MTC	Míssil Tático de Cruzeiro
NASA	<i>National Aeronautics and Space Administration</i>
NP	Nitrato de Potássio
NTO	Tetróxido de Nitrogênio (do inglês: <i>Nitrogen Tetroxide</i>)
PA	Perclorato de Amônio
PBAN	Polibutadieno acrilonitrila (do inglês: <i>Polybutadiene Acrylonitrile</i>)
PBLH	Polibutadieno Terminado em Hidroxila
PE	Polietileno
PEB	Programa Espacial Brasileiro
PERSEUS	<i>Projet Etudiant de Recherche Spatiale Européen Universitaire et Scientifique</i>
PROPEP	<i>Propellant Evaluation Program</i>
RDX	Ciclotrimetilenotrinitramina
REDS	<i>Rocket Engine Dynamic Simulator</i>
REDTOP	<i>Rocket Engine Design Tool for Optimal Performance</i>
R-F	Fluxo-Reverso (do inglês: <i>Reverse-Flux</i>)
ROCCID	<i>ROCKET Combustor Interactive Design</i>

ROCETS	<i>Rocket Engine Transient Simulation</i>
RPA	<i>Rocket Propulsion Analysis</i>
RP-1	<i>Rocket Propellant 1</i>
RTE	<i>Rocket Engine Dynamic Simulator</i>
SARA	Satélite de Reentrada Atmosférica
SCORES	<i>SpaceCraft Object-oriented Rocket Engine Simulation</i>
SLS	<i>Space Launch System</i>
SMD	Diâmetro Médio de Sauter (do inglês: <i>Sauter Mean Diameter</i>)
SPL	<i>Swiss Propulsion Laborator</i>
SSODO	<i>Steady-State On-Design and Optimizatio</i>
SSOD	<i>Steady-State Off-Design</i>
SSME	<i>Space Shuttle Main Engine</i>
STERN	<i>Studentische Experimental-Raketen</i>
TDK	<i>Two Dimensional Kinetics Program</i>
TMI	Torre Móvel de Integração
TVC	Controle do Vetor de Empuxo (do inglês: <i>Thrust Vector Control</i>)
TRANS	<i>Transient</i>
TWR	Razão Empuxo Peso (do inglês: <i>Thrust to Weight Ratio</i>)
UDMH	Dimetil Hidrazina Assimétrica
UFC	Universidade Federal do Ceará
UFRJ	Universidade Federal do Rio de Janeiro
UnB	Universidade de Brasília
USP	Universidade de São Paulo
VIPER	<i>Viscous Interaction Evaluation Routine</i>
VLS	Veículo Lançador de Satélites
VLM	Veículo Lançador de Microssatélites

VS-30 Veículo de Sondagem Booster 30

WFNA Ácido Nítrico Fumegante Branco

Lista de símbolos

A	Área
a	Velocidade do som
$a_{\varsigma j}$	Coefficientes estequiométricos
$a_{1\dots 9}$	Coefficientes polinomiais
B	Parâmetro geométrico do injetor ou, quando se trata de vaporização, número de transferência de Spalding
B_{div}	Parâmetro de perda por divergência em tubeira sino
B_M	Número de transferência de energia térmica de Spalding
B_T	Número de transferência de massa de Spalding
B_τ	Coefficiente dependente da razão dos calores específicos, da temperatura relativa e de λ_τ
b_ς	Número de kg-átomos do composto ς por kg total de reagentes
b_ς^o	Número de kg-átomos do composto ς por kg total de reagentes atribuído
C	Coefficiente de abertura
C_d	Coefficiente de descarga da tubeira
C_{ct}^*	Velocidade característica no centro
C_{exp}^*	Velocidade característica esperada
C_v	Valor calorífico
C^*	Velocidade característica
C	Coefficiente de abertura
c	Velocidade efetiva de exaustão
c_f	Coefficiente de empuxo
c_p	Calor específico a pressão constante
$c_{p,fr}$	Calor específico a pressão constante congelado

$c_{p,j}^o$	Calor específico a pressão constante no estado padrão do composto j
c_v	Calor específico a volume constante
D	Comprimento característico linear
d_{of}	Graus de liberdade da molécula
d	Diâmetro
d_{cl}	Diâmetro hidráulico da passagem do refrigerante
E_{ff}	Estabilidade do filme
e	Potencial químico por kg-mol
e_j^o	Potencial químico por kg-mol no estado padrão do composto j
F	Empuxo
F_a	Força de arrasto
F_{max}	Empuxo máximo
F_n	Empuxo alvo atualizado
ΔF_τ	Força de atrito
FS	Fator de segurança
F/O	Inverso da razão de mistura
f	Coefficiente de atrito no injetor
G	Termo G da energia livre de Gibbs
G_c	Fluxo mássico na câmara de combustão
G_{cl}	Fluxo mássico de refrigerante
δG	Varição do termo G da energia livre de Gibbs
g	Energia livre de Gibbs por kg de mistura
g_0	Aceleração da gravidade
h	Entalpia específica
h_g	Coefficiente de transferência de calor do lado dos gases quentes
h_g	Coefficiente de transferência de calor do lado dos refrigerante

$\Delta H_{f,\varsigma}^{\circ}$	Entalpia de formação no estado padrão do composto ς
H_j°	Entalpia molar no estado padrão
I_d	Impulso específico de massa específica
I_{sp}	Impulso específico
I_t	Impulso total
j	Passo da simulação
K	Parâmetro geométrico adimensional
Kc	Parâmetro de correção
Km	Fator de correção de massa
k	Condutividade térmica
k_{eq}	Condutividade térmica em equilíbrio
k_{fr}	Condutividade térmica congelada
k_r	Razão de raios
L	Comprimento
L_r	Carga química
$L_{r,c}$	Carga química crítica
L^*	Comprimento característico
L/D	Razão comprimento-diâmetro
\bar{L}_{div}	Comprimento da seção divergente truncado
l	Número de compostos químicos
M	Número de Mach
M_f	Massa final
M_w	Massa molecular
M_0	Massa inicial
m	Massa
\dot{m}	Vazão mássica dos gases

\bar{m}	Vazão mássica normalizada
m_{ad}	Massa de componentes adicionais
m_{pl}	Massa da carga útil
m_{rk}	Massa do foguete
m_v	Massa das válvulas
NG	Número de gases na mistura
NM	Número de compostos gasosos
NR	Número total de reações químicas
NS	Número de compostos químicos na mistura
Nu	Número de Nusselt
δn	Variação da quantidade de mols por unidade de massa da mistura
n	Quantidade de mols por unidade de massa da mistura ou, quando se trata dos injetores, número de passagens de entrada
n_{div}	Parâmetro de perda por divergência em tubeira sino
n_r	Inteiro que modifica a forma da taxa de reação
n_v	Quantidade de mols por unidade de massa da mistura
n_j^o	Quantidade de mols por unidade de massa da mistura do composto j no estado padrão
Oh	Número de Ohnesorge
O/F	Razão de mistura
P	Pressão
Pr	Número de Prandtl
Pr_{eq}	Número de Prandtl em equilíbrio
Pr_{fr}	Número de Prandtl congelado
Q	Calor liberado
\dot{Q}	Transferência de calor local por unidade de tempo
\dot{q}	Transferência de calor local por unidade de área por unidade de tempo

q_r	Transferência de calor por radiação
q_{rc}	Transferência de calor por radiação de câmaras resfriadas
Re	Número de Reynolds
\bar{Re}_t	Número de Reynolds modificado
R_f	Fator de recuperação efetivo
R_t	Raio de curvatura da garganta
r	raio
r_a	Direção radial
r_{ox}	Peso de oxigênio requerido para a reação de uma unidade de peso de combustível
r_0	Parâmetro de perda por divergência em tubeira sino
S	Entropia ou, quando se tratando do injetor, raio adimensional do vórtice de gás
S_j	Entropia molar
S_j^o	Entropia molar no estado padrão
S_r	Arrasto em uma gota esférica
S_τ	Coefficiente de parâmetros termofísicos
s	Entropia específica
SC	Superfície de controle
T	Temperatura
T_{clc}	Temperatura crítica
T_{cli}	Temperatura inicial
T_{cw}	Temperatura da parede do lado do refrigerante
\bar{T}_w	Temperatura relativa na parede
T_{0r}	Temperatura de estagnação dos gases não dissociados
t	Tempo
t_b	Tempo de queima

t_h	Espessura da parede da câmara de combustão
t_s	Tempo de residência
U	<i>Ullage</i>
u	Energia interna
u_s	Velocidade no orifício de descarga
V	Volume
ΔV	Variação de velocidade
VC	Volume de controle
V_s	Volume médio específico
v	Velocidade
v_a	Velocidade axial
v_r	Velocidade radial
v_{tg}	Velocidade tangencial
\mathbf{X}	Força de corpo por unidade de volume
x_i	Fração molar do composto ς relativa aos NM compostos
Y	Fração mássica
We	Número de Weber]
w_{ox}	Concentração de oxigênio em peso
Z	Fator de compressibilidade
z	Altura
α	Ângulo de cone do <i>spray</i>
α_n	Ângulo entre o vetor de velocidade e o vetor normal
α_{div}	Ângulo da seção divergente da tubeira
$\alpha_{\varsigma ki}$	Coeficientes estequiométricos em relação aos compostos ρ na reação ς
β	Ângulo de cone transiente (ou ângulo de convergência)
β_r	Taxa de vaporização adimensional da gota

β_τ	Coefficiente dependente de γ
γ	Razão dos calores específicos
γ_{eavg}	Coefficiente de expansão isentrópica
γ_s	Expoente isentrópico
Δ	Coefficiente de perda de quantidade de movimento angular
δ	Espessura da camada limite
$\delta\lambda_\varsigma$	Variação dos multiplicadores lagrangianos
ϵ	Razão de expansão da tubeira
ϵ_c	Razão de contração da tubeira
ϵ_f	Parâmetro de forma
ε	Coefficiente de preenchimento
ζ_r	Raio adimensional da gota
η_{ff}	Eficiência devido ao filme de resfriamento
η_{ic}	Eficiência devido à combustão incompleta
η_{rcp}	Eficiência devido à diferença das razões de mistura entre a camada de parede e a central
η_{th}	Eficiência térmica
η_w	Eficiência devido à mistura da camada de parede com o filme
θ_e	Ângulo final de saída da parábola
θ_n	Ângulo inicial da parábola
$\theta_{w,max}$	Ângulo máximo do canto vivo
ι	Decaimento fracionário do raio da gota
κ_w	Coefficiente de emissividade da parede
κ_r	Coefficiente de emissividade da dos produtos da reação
λ	Perdas por divergência
λ_b	Perda por divergência em tubeiras sino

λ_{ς}	Multiplicadores lagrangianos
λ_{τ}	Coefficiente de atrito do motor
μ	Viscosidade dinâmica
μ_{mix}	Viscosidade dinâmica da mistura
ν	Viscosidade cinemática
ξ	Coefficiente de perda do injetor ou, quando se trata de L^* , comprimento adimensional
ξ_i	Coefficiente de perda hidráulica
ξ_p	Coefficiente de perda nos orifícios de entrada
ξ^*	Comprimento mínimo adimensional
ϖ_{ς}	Multiplicador lagrangiano para o composto ς dividido por RT
ρ	Massa específica, quando se tratando de líquidos ou gases, ou densidade, quando se tratando de sólidos
ϱ	Número da iteração
σ	Tensão superficial
σ_{SB}	Constante de Stefan-Boltzman
σ_{esc}	Tensão de escoamento
τ	Tensão de atrito
τ_r	Reatividade ou temperatura adimensional
τ_s	Potência de cisalhamento líquida
ϕ	Razão de equivalência
ϕ^*	Razão de equivalência necessária para prover comprimento característico mínimo, em função de P_c
χ_0	Razão entre a velocidade de injeção e a velocidade final do gás na entrada da tubeira
χ_m	Coefficiente de mistura turbulenta
χ_r	Velocidade adimensional da gota

Ψ	Coefficiente de perda por atrito
ψ_r	Função da taxa de reação química adimensional
$\psi_{\varsigma j}$	Coefficiente de interação entre os compostos ς e j
ω	Ângulo das passagens de entrada
ω_r	Velocidade adimensional do gás

Subscritos

<i>avg</i>	Média da propriedade
<i>a</i>	Propriedade no ambiente
<i>b</i>	Propriedade relacionada à ebulição
<i>c</i>	Propriedade no fim da câmara de combustão/entrada da tubeira
<i>c</i>	Propriedade relacionada ao refrigerante
<i>d</i>	Propriedade relacionada à gota
<i>div</i>	Propriedade relacionada à seção divergente da tubeira
<i>e</i>	Propriedade na saída da tubeira
<i>eq</i>	Propriedade equivalente
<i>ext</i>	Propriedade relacionada à geometria externa
<i>f</i>	Propriedade relacionada ao combustível
<i>ff</i>	Propriedade relacionada ao filme de resfriamento
<i>fr</i>	Reação congelada
<i>fs</i>	Propriedade relacionada ao sistema de alimentação
<i>g</i>	Propriedade relacionada ao gás
<i>i</i>	Propriedade no injetor
<i>int</i>	Propriedade relacionada à geometria interna
<i>j</i>	Indicação de cada composto químico
<i>k</i>	Propriedade relacionada à câmara de vórtice
<i>L</i>	Propriedade relacionada à fase líquida

<i>o</i>	Propriedade relacionada ao oxidante
<i>p</i>	Propelente ou, quando se tratando do injetor, propriedade relacionada à passagem de entrada do injetor
<i>press</i>	Propriedade relacionada ao pressurizante
<i>rc</i>	Propriedade relacionada ao sistema de resfriamento regenerativo
<i>res</i>	Propriedade resultado da colisão dos <i>sprays</i>
<i>stq</i>	Propriedade na condição estequiométrica
<i>s</i>	Propriedade relacionada ao orifício de descarga ou, quando se tratando de vaporização, à superfície
<i>sc</i>	Propriedade relacionada à onda de expansão
<i>sk</i>	Propriedade relacionada ao núcleo de gás na câmara de vórtice
<i>so</i>	Propriedade relacionada à onda de choque oblíqua
<i>ss</i>	Propriedade relacionada ao núcleo de gás na saída do orifício de descarga
<i>T</i>	Propriedade relacionada aos tanques
<i>t</i>	Propriedade na garganta da tubeira
<i>tu</i>	Propriedade relacionada à tubulação
<i>v</i>	Propriedade relacionada ao vapor
<i>x</i>	Posição
<i>w</i>	Propriedade na parede
<i>y</i>	Posição
<i>total</i>	Quantidade total de uma propriedade
0	Indicação de valor inicial ou propriedade de estagnação
1	Propriedade à montante ou, quando se tratando do injetor, propriedade relacionada ao injetor central
2	Propriedade à jusante ou, quando se tratando do injetor, propriedade relacionada ao injetor periférico
ς	Indicação de cada composto químico

Sobrescritos

- ' Fim do filme de resfriamento
- o* Propriedade no estado padrão

Sumário

I	ASPECTOS GERAIS	43
1	INTRODUÇÃO	45
1.1	Breve Introdução aos Tipos de Propulsão Química	47
1.1.1	Propulsão Sólida	47
1.1.1.1	Principais Componentes de um MFPS	48
1.1.1.2	Propelentes	48
1.1.1.3	Propulsão Sólida no Mundo e no Brasil	50
1.1.2	Propulsão Híbrida	52
1.1.2.1	Principais Componentes de um MFPH	52
1.1.2.2	Propelentes	53
1.1.2.3	Sistema de Alimentação e Injeção	53
1.1.2.4	Propulsão Híbrida no Mundo e no Brasil	54
1.1.3	Propulsão Líquida	55
1.1.3.1	Principais Componentes de um MFPL	57
1.1.3.2	Propelentes	57
1.1.3.2.1	Propelentes gelificados	57
1.1.3.2.2	Monopropelentes	58
1.1.3.2.3	Bipropelentes	58
1.1.3.2.4	Tripropelentes	59
1.1.3.3	Sistema de Alimentação e Injeção	60
1.1.3.4	Propulsão Líquida no Mundo e no Brasil	60
1.2	Comparação dos Tipos de Propulsão Química	61
2	JUSTIFICATIVA, OBJETIVOS, MISSÃO E REQUISITOS	65
2.1	Justificativa	65
2.2	Objetivos	65
2.2.1	Objetivo global	65
2.2.2	Objetivos específicos	65
2.3	Missão	66
2.4	Requisitos	67
II	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	69
3	REAÇÕES QUÍMICAS E COMBUSTÃO	71
3.1	Energia livre de Gibbs	71

3.2	Equações de iteração de Gibbs	74
3.3	Equações de iteração de Gibbs reduzidas	75
3.4	Considerações para fases condensadas	75
3.5	Propriedades termodinâmicas	76
3.5.1	Compostos de reação	76
3.5.2	Produtos	77
3.6	Propriedades de transporte	79
3.6.1	Compostos de reação	79
3.6.2	Produtos	79
4	CONCEITOS DE PROPULSÃO	81
4.1	Equações de continuidade, quantidade de movimento e energia	82
4.2	Empuxo	83
4.3	Razão de empuxo por peso	84
4.4	Velocidade característica	85
4.5	Coefficiente de empuxo	86
4.6	Impulso total e impulso específico	88
4.7	Relações termodinâmicas de processo isentrópico e razões de áreas na tubeira	89
4.8	Considerações à seleção de propelente	93
4.9	Razão de mistura e razão de equivalência	102
4.10	Definição da pressão na câmara	104
4.11	Tubeira	105
4.11.1	Seção convergente	106
4.11.2	Seção divergente	106
4.11.2.1	Cônica	106
4.11.2.2	Sino	107
4.11.2.2.1	Aproximação parabólica	107
4.11.2.2.2	Aproximação polinomial	109
4.11.2.2.3	Método das Características	109
4.11.2.3	Tubeira anular	109
4.12	Eficiências	110
4.12.1	Eficiência térmica	110
4.12.2	Eficiência de combustão	111
4.12.3	Coefficiente de descarga da tubeira	112
4.12.4	Ondas de choque na tubeira	114
4.12.5	Efeitos de atrito	115
4.12.6	Eficiência da seção divergente da tubeira devido ao seu formato	117
4.12.7	Fluxo multifásico	119
4.12.8	Erosão da garganta	119

5	CONCEITOS DE PROPULSÃO LÍQUIDA	121
5.1	Câmara de empuxo	121
5.1.1	Câmara de combustão	121
5.1.1.1	Formato	121
5.2	Sistema de injeção	121
5.2.1	Câmara de distribuição	121
5.2.2	Cabeçote de injeção	122
5.2.3	Injetores	124
5.2.3.1	Injetor centrífugo	125
5.2.3.2	Injetor centrífugo ideal	128
5.2.3.3	Injetor centrífugo real	133
5.2.3.4	Injetor centrífugo bipropelente real com mistura externa	136
5.2.3.5	Injetor centrífugo bipropelente real com mistura interna	137
5.3	Tamanho de gota injetada, atomização e vaporização	138
5.3.1	Tamanho de gota injetada	138
5.3.2	Atomização	139
5.3.3	Vaporização	141
5.4	Comprimento característico	143
5.5	Ignição	149
5.6	Ciclos de operação	150
5.7	Sistema de alimentação	152
5.7.1	Válvulas	152
5.7.2	Termopares	154
5.7.3	Transdutores de Pressão	154
5.7.4	Reguladores de Pressão	154
5.7.5	Medidor de Vazão	155
5.7.6	Roscas, flanges e selamento	155
5.7.7	Tubulações, mangueiras e filtros	156
5.7.8	Compatibilidade química entre propelentes e estrutura	157
5.7.9	Tanques de propelente	157
5.7.10	Pressurizantes	159
5.8	Transferência de calor e sistema de resfriamento	159
5.8.1	Correlação de Bartz	161
5.8.2	Camada de parede	163
5.8.3	Resfriamento regenerativo	164
5.8.4	Resfriamento por filme	168
5.8.5	Materiais ablativos	170
5.8.6	Radiação	171
5.9	Cálculos de espessuras e de massas	171

5.9.1	Materiais	174
5.10	Regimes de operação	175
5.10.1	Vazão mássica controlada	175
5.10.2	<i>Blowdown</i>	176
5.10.2.1	Propelente auto-pressurizante	176
5.10.2.2	Despressurização do pressurizante	176
5.11	Controle do vetor de empuxo	176
III	METODOLOGIA	179
6	ALGORITMO	181
6.1	Projeto	182
6.2	Análise	183
6.3	Otimização	184
IV	RESULTADOS, DISCUSSÕES, CONCLUSÕES E TRABA-	187
	BALHOS FUTUROS	
7	PROJETO DO SISTEMA PROPULSIVO	189
7.1	Seleção de propelente	189
7.2	Seleção de materiais	190
7.3	Parâmetros propulsivos	191
7.4	Câmara de combustão e tubeira	195
7.5	Sistema de injeção	196
7.6	Sistema de alimentação	198
7.7	Sistema de resfriamento	200
7.8	Sistema propulsivo completo	202
8	VALIDAÇÃO	203
9	RESULTADOS	205
10	CONCLUSÕES	209
11	TRABALHOS FUTUROS	211
	Referências	213

V	APÊNDICES	229
	APÊNDICES	231
	APÊNDICE A – TEORIA APROFUNDADA DO L^*	233
A.1	Idealização uni-dimensional	233
A.1.1	Números de transferência e lei de vaporização	233
A.1.1.1	Efeitos convectivos sobre a vaporização	235
A.1.2	A lei do arrasto em uma gota	235
A.1.3	A lei da taxa de reação química	236
A.1.4	Conservação de massa e de energia na vaporização da gota	236
A.2	Formas adimensionais	237
A.2.1	Efeitos convectivos	244
A.3	Influência das reações químicas	247
	APÊNDICE B – COMPARAÇÃO E EXEMPLOS DE CICLOS DE OPERAÇÃO	253
B.1	Comparação geral	253
B.2	Comparação específica	254
B.2.1	Gerador de gás	254
B.2.2	Alimentado por pressão	255
B.2.3	Expansor	256
B.2.4	Combustão por estágios	256
	APÊNDICE C – SOFTWARES SIMILARES DISPONÍVEIS NO MERCADO	257
C.1	AeroSpike	257
C.2	CEA - <i>Chemical Equilibrium with Applications</i>	257
C.3	RPA - <i>Rocket Propulsion Analysis</i>	257
C.4	<i>Design, Analysis, and Simulation of Rocket Propulsion System</i>	257
C.5	SCORES - <i>SpaceCraft Object-oriented Rocket Engine Simulation</i>	258
C.6	SCORES-2 - <i>SpaceCraft Object-oriented Rocket Engine Simulation</i>	258
C.7	LiRA - <i>Liquid Rocket Analysis</i>	258
C.8	REDTOP - <i>Rocket Engine Design Tool for Optimal Performance</i>	258
C.9	REDTOP-2 - <i>Rocket Engine Design Tool for Optimal Performance</i>	259
C.10	EcosimPro/ESPSS - <i>European Space Propulsion Systems Simulation</i>	259
C.11	ROCETS - <i>Rocket Engine Transient Simulation</i>	259
C.12	AxSTREAM.SPACE	259
C.13	LRTC - <i>Liquid Rocket Transient Code</i>	259
C.14	SSODO, SSOD e TRANS	260

C.15	<i>GFSSP - Generalized Fluid System Simulation Program</i>	260
C.16	<i>AMESim</i>	260
C.17	<i>REDS - Rocket Engine Dynamic Simulator</i>	260
C.18	<i>RTE - Rocket Engine Dynamic Simulator</i>	260
C.19	<i>ROCCID - ROCKET Combustor Interactive Design</i>	261
C.20	<i>TDK - Two Dimensional Kinetics Program</i>	261
C.21	<i>VIPER - Viscous Interaction Evaluation Routine</i>	261
	APÊNDICE D – ENTRADAS E SAÍDAS DO ALGORITMO	263
	APÊNDICE E – ALGORITMOS DETALHADOS	269
	APÊNDICE F – INTERFACE GRÁFICA DO LPOT	274
	APÊNDICE G – DIAGRAMA HIDRÁULICO	276
	APÊNDICE H – ESQUEMÁTICO DE PERCURSO DOS FLUIDOS	278
	APÊNDICE I – DESENHOS TÉCNICOS	279

Parte I

Aspectos gerais

1 Introdução

A ideia mais primitiva de motores de foguete vem da China antiga com a criação de motores de foguete a propelente sólido para uso em conflitos com outros povos, por volta de 1232 [NASA 2014].

Em 1897, o russo Konstantin Tsiolkovsky criou a equação de Tsiolkovsky que foi a primeira prova teórica de que o voo espacial era possível e Motores de Foguete a Propelente Líquido (MFPL) são os mais recomendados para este tipo de missão devido a sua capacidade de controle de empuxo e múltiplas reignições [Burlison 2002]. A equação abaixo mostra a equação de Tsiolkovsky.

$$M_0/M_f = e^{(\Delta V)/(g_0 I_{sp})} \quad (1.1)$$

Ou então, da forma mais conhecida:

$$\Delta V = g_0 I_{sp} \ln(M_0/M_f) \quad (1.2)$$

onde, M_0 é a massa inicial, M_f é a massa final, ΔV é variação de velocidade, g_0 é a aceleração da gravidade e I_{sp} é o impulso específico, que é uma medida de eficiência do sistema propulsivo (também conhecido como eficiência de massa [Koelle 1961]) e é mostrado na Eq. 1.3.

$$I_{sp} = F/\dot{m} \quad (1.3)$$

onde F é o empuxo do motor e \dot{m} é a vazão mássica dos gases. O Impulso específico será melhor discutido na Seção 4.6.

Termos adicionais à equação do foguete (outro nome para a equação de Tsiolkovsky) devem ser considerados para levar em conta fatores como o arrasto, mudança de plano orbital, efeitos gravitacionais e velocidade tangencial do planeta. Outra observação é que essa equação é atribuída em alguns países ao general da artilharia belga Casimir-Erasme Coquilhat em 1871, cerca de 25 anos antes [Coquilhat 1983], [Schmer 2019].

A partir disso, o desenvolvimento e a pesquisa de foguetes e mísseis avançou por meio de esforços conjuntos ou isolados de vários institutos de pesquisa e indústrias. Os envolvidos nesse tipo de trabalho sempre tentam achar um equilíbrio entre os seguintes pontos:

- Custo: o veículo deve ser o mais barato possível;

- Peso: o veículo deve ser leve;
- Segurança: o veículo deve garantir a segurança dos operadores e possíveis tripulantes;
- Confiabilidade: o veículo deve ser confiável;
- Tempo: o tempo de desenvolvimento deve ser o menor possível, sem comprometer os dois últimos pontos;
- Desempenho: o veículo deve ter o maior desempenho possível para diminuir peso e custo;
- Complexidade: a complexidade precisa ser baixa para diminuir risco de falhas;

A parte propulsiva desses veículos pode ser dividida em alguns tipos como:

- Propulsão de foguetes:
 - Propulsão química:
 - * Propulsão sólida;
 - * Propulsão híbrida;
 - * Propulsão líquida;
 - Propulsão elétrica:
 - * Eletrotérmica;
 - * Eletrostática;
 - * Plasma Eletromagnético;
 - Propulsão nuclear;
- Propulsão aspirada:
 - Turbojato;
 - Ramjet;
 - Scramjet;

Além das óbvias limitações, como a de que a propulsão aspirada não pode ser usada no espaço e a propulsão elétrica não pode ser usada na atmosfera, um dos parâmetros mais importantes a ser levado em consideração na escolha do tipo de propulsão é o I_{sp} , que representa a eficiência global do sistema propulsivo. A Figura 1 mostra a comparação da eficiência dos tipos de propulsão pelo número de Mach, que é definido como a razão da velocidade do veículo pela velocidade do som local.

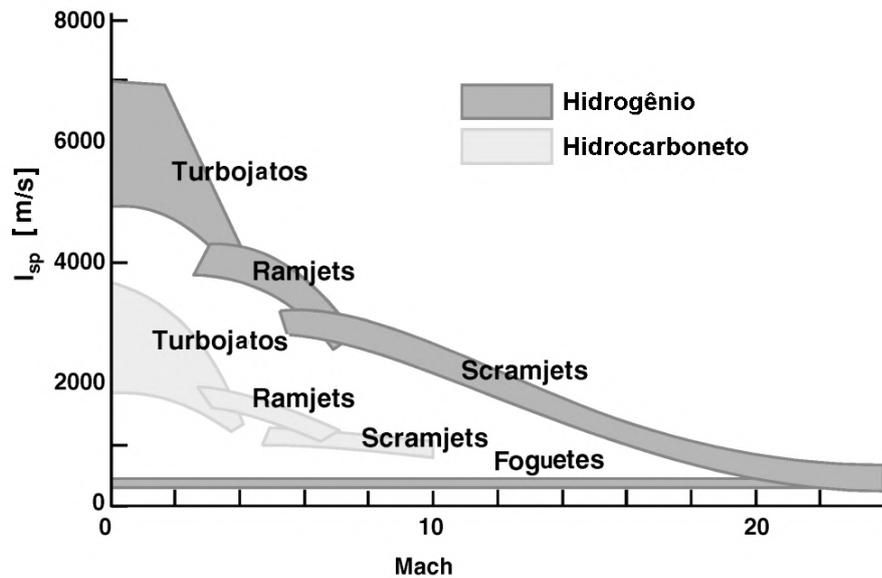


Figura 1 – Comparação da eficiência entre os tipos de propulsão

Fonte: Adaptado de [Fry 2004]

No Capítulo 4 o I_{sp} e o número de Mach serão melhor explicados. Este trabalho tem como foco a propulsão química, por isso ela será mais detalhada em comparação às outras.

1.1 Breve Introdução aos Tipos de Propulsão Química

Como dito anteriormente, atualmente existem três tipos de propulsão química. A propulsão sólida é a mais utilizada em mísseis, foguetes militares e em motores de aceleração (do inglês, *Booster*) de veículos lançadores, por ter a capacidade de prover alta aceleração ao veículo de forma rápida em um volume menor e com menos complexidade. A propulsão líquida é a mais utilizada em estágios superiores de veículos lançadores e para satélites, apesar de a propulsão elétrica estar ganhando espaço em satélites, e também é utilizado em motores de cruzeiro de mísseis de longo alcance. Já a propulsão híbrida, foi a menos desenvolvida entre as três e ficou mais no âmbito universitário por anos, mas atualmente está sendo aplicada em várias missões, principalmente como motores de reentrada e motores a serem utilizados no espaço.

1.1.1 Propulsão Sólida

A propulsão sólida consiste em o propelente, mistura de combustível e oxidante, estar na fase sólida e misturados. Devido a isso, o controle de empuxo é feito de forma passiva, ou seja, pelo formato da porta de combustão. Motores de Foguete a Propelente Sólido (MFPS) são considerados bem confiáveis e são utilizados no mundo inteiro.

1.1.1.1 Principais Componentes de um MFPS

Os MFPS são compostos, de forma mais simples, de câmara de combustão, envelope, tubeira, ignitor, grão e proteção térmica. As câmaras de combustão e as tubeiras são normalmente metálicas e/ou de compósito. As proteções térmicas tem a função de proteger termicamente o envelope do motor dos gases quentes. Já o grão é composto pelo propelente, que sua queima gera os gases para gerar o empuxo. Além disso, *liners* e inibidores são usados no grão. O *liner* tem função de fazer a interface entre o grão e a proteção térmica e é feito de materiais inertes. Os inibidores são materiais aplicados em certas regiões do grão em que não se deseja que fique exposto para queima. As proteções térmicas, os *liners* e os inibidores são feitos, geralmente, de monômeros de etileno-propileno-dieno-metil (do inglês, EPDM), neoprene, borracha butil ou o *binder* usado no propelente [Sutton e Biblarz 2010]. A Figura 2 mostra os principais componentes de um MFPS.

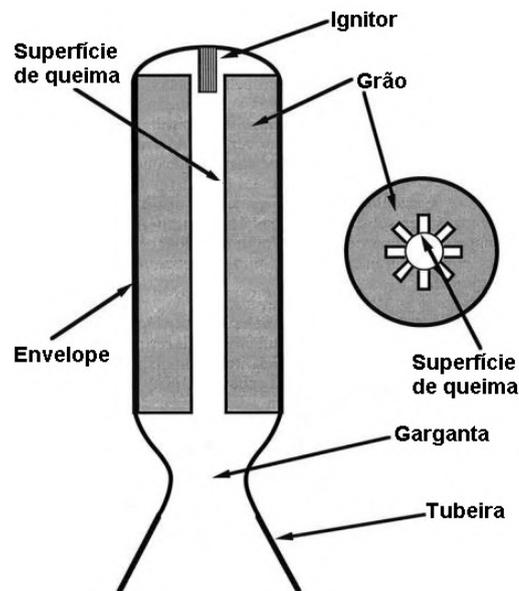


Figura 2 – Principais componentes de MFPS

Fonte: Adaptado de [Turner 2009]

1.1.1.2 Propelentes

Os propelentes sólidos são comumente divididos em *double-based* e *composite*. *Double-based* é constituído por dois componentes explosivos, no geral, nitrocelulose e nitroglicerina. A nitroglicerina atua como um plastificante para a nitrocelulose que atua como um *binder* plástico, para conferir integridade física e estabilidade dimensional à mistura. A nitroglicerina pode ser substituída por outros explosivos plastificantes. Alguns aditivos também podem ser usados como plastificantes não explosivos (para ajustar a energia a ser liberada) estabilizadores de integridade química, facilitadores pra manufatura, aditivos de taxa de queima e outras operações específicas [Penner e Ducarme 1960], [Davenas 1992].

A nitrocelulose e a nitroglicerina possuem em sua composição carbono, hidrogênio e oxigênio, que são necessários para a reação química. Em geral, as proporções são de 40% a 70% de nitrocelulose e 15% a 41% de nitroglicerina [Davenas 1992]. A tabela abaixo mostra uma formulação típica de um propelente *double-based*.

Tabela 1 – Formulação típica de um propelente *double-based*

Material	Proporção %	Propósito
Nitrocelulose (13,25%N)	51,4	Polímero
Nitroglicerina	42,93	Plastificante explosivo
Ftalato de dietila	3,20	Plastificante não explosivo
Centralite	1	Estabilizador
Sulfato de potássio	1,20	Supressor de luz
<i>Carbon black</i>	0,20	Opacificador
Cera de candelila	0,07	Lubrificante

Fonte:[Hill e Peterson 1992]

Outro tipo de propelente mais utilizado em MFPS é o compósito. Como o próprio nome já diz, este tipo de propelente é uma mistura heterogênea composta de partículas metálicas, oxidante cristalino e um *binder* polimérico [Sutton e Biblarz 2010]. O propelente compósito possui, no geral, maior taxa de queima que o *double-based*. Outra observação interessante, é que a taxa de queima aumenta de acordo com o oxidante que possui maior estabilidade térmica. A taxa de queima de oxidantes mais utilizados é comparado da seguinte forma: $\text{KClO}_4 > \text{NH}_4\text{ClO}_4 > \text{NH}_4\text{NO}_3$ [Huggett C. & Bartley 1960]. É importante lembrar, também, que a taxa de queima depende da pressão na câmara de combustão, de acordo com a lei de Saint Robert, ou lei de Vieille [NASA 1972]. Além das proporções de cada componente no grão, o tamanho e formato das partículas influenciam muito o desempenho do motor [Knott G. M. & Jackson 2001]. Além disso, a aglomeração e a solidificação de partículas metálicas ao longo do motor também tem um impacto significativo até mesmo em instabilidades de combustão [DeLuca et al. 2017]. Neste tipo de propelente também são adicionados componentes ao grão de forma muito similar aos *double-based*. A Tabela 2 mostra os combustíveis e oxidantes mais comuns.

Tabela 2 – Propelentes compósitos mais comuns

Oxidante	Combustível
Perclorato de amônio (PA ou AP, do inglês)	PBLH (HTPB, do inglês)*
Nitrato de amônio (AN, do inglês)	Dinitramida de amônio (ADN, do inglês)
Perclorato de potássio (NP, do inglês)	Polibutadieno acrilonitrila (PBAN, do inglês)
Ciclotrimetilenotrinitramina (RDX)	Polibutadieno carboxilado (CTPB, do inglês)

*Polibutadieno Terminado em Hidroxila.

Fonte: Adaptado de [Hill e Peterson 1992]

1.1.1.3 Propulsão Sólida no Mundo e no Brasil

Atualmente, as empresas que possuem maior relevância no exterior em propulsão sólida para foguetes, mísseis e veículos lançadores, sem contar agências governamentais, são a Northrop Grumman (antiga Orbital ATK), Lockheed Martin (comprou a Aerojet Rocketdyne), MBDA, Denel Dynamics, Airbus, Boeing, Raytheon e General Dynamics.

Já no Brasil, a empresa mais relevante que trabalha com este tipo de propulsão é a Avibras [Avibras 2019]. Além da Avibras, a Engesa (Engenheiros Especializados S.A.) foi uma empresa que trabalhou de forma muito enfática neste tipo de tecnologia com a criação da Engemíssil [Amarante 2013], [Bastos 2020], [Junior 2013]. A Órbita foi uma empresa ligada à Engesa que desenvolveu foguetes, mas faliu em 1993 juntamente com a Engesa [Bastos 2020]. Outra empresa foi a Mectron, uma que foi comprada pela Oderbrechth Defesa e Tecnologia, porém faliu após às investigações de corrupção da Odebrecht e então a SIATT foi criada para dar prosseguimento a alguns dos projetos da Mectron [SIATT 2021]. Excluindo empresas, o Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE) e o Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA) desenvolvem estudos na área, além de alguns foguetes e mísseis produzidos pelo Exército Brasileiro (EB) e pela Marinha do Brasil (MB) nos anos 1950 e 1960 [Bastos 2020]. O IAE desenvolveu veículos como os da família Sonda, VS e o VLS (Veículo Lançador de Satélites) [IAE 2018], [IAE 2019]. Os Sondas foram de extrema importância para que a indústria brasileira pudesse adquirir experiência e desenvolvesse a capacidades técnicas e de fabricação e testes para futuros foguetes maiores. Os foguetes VS foram de grande sucesso e também puderam realizar diversas missões até fora do país, mesmo com o VS-43 sendo descontinuado antes de ser lançado. O VS-50 tem por grande objetivo testar em voo o motor S-50, que está sendo desenvolvido pela Avibras e será utilizado no VLM (Veículo Lançador de Microsatélites). O VLS teve dois lançamentos com falha, sendo destruído em voo, e o VLS-1 V03 sofreu um acionamento intempestivo do propulsor A devido ao acionamento, também intempestivo, de um detonador do conjunto de ignição [Nascimento et al. 2004], destruindo o veículo juntamente com a Torre Móvel de Integração (TMI) e fatalizando 23 vidas, se tornando o pior acidente com foguetes no Brasil. O VLM tem por objetivo seguir o desenvolvimento de veículos lançadores brasileiros após a descontinuação do VLS e focará no lançamento de microsatélites, após o crescimento expressivo de lançamentos desse tipo de carga útil. A Avibras desenvolveu o Sonda 1 e os foguetes FOGTREIN (Foguetes de Treinamento), FTB (Foguete de Treinamento Básico) e FTI (Foguete de Treinamento Intermediário). Além disso, também desenvolveu uma série de foguetes SS (alguns guiados e outros não), para o sistema ASTROS (Sistema de Foguetes de Artilharia para Saturação de Área), o FOG-MPM (Míssil Anticarro de Múltiplos Propósitos) foi um importante produto 100 % nacional e já era capaz de penetrar veículos blindados, o AV-MTC (Missil Tático de Cruzeiro), com alcance de 300 km e possui um MFPS como motor de aceleração e um

turbo-jato como motor de cruzeiro, foguetes para serem lançados de aeronaves, como o Skyfire (é possível ser lançado do solo), o AV-NM39 (é possível ser lançado do solo) e o A-Darter. O MANSUP (Míssil Antinavio de Superfície) também é de grande relevância e é lançado de navios [Avibras 2021], [Bastos 2020]. A Figura 3 mostra os foguetes desenvolvidos no Brasil juntamente com sua massa, o número de lançamentos, o desenvolvedor e o ano de desenvolvimento.

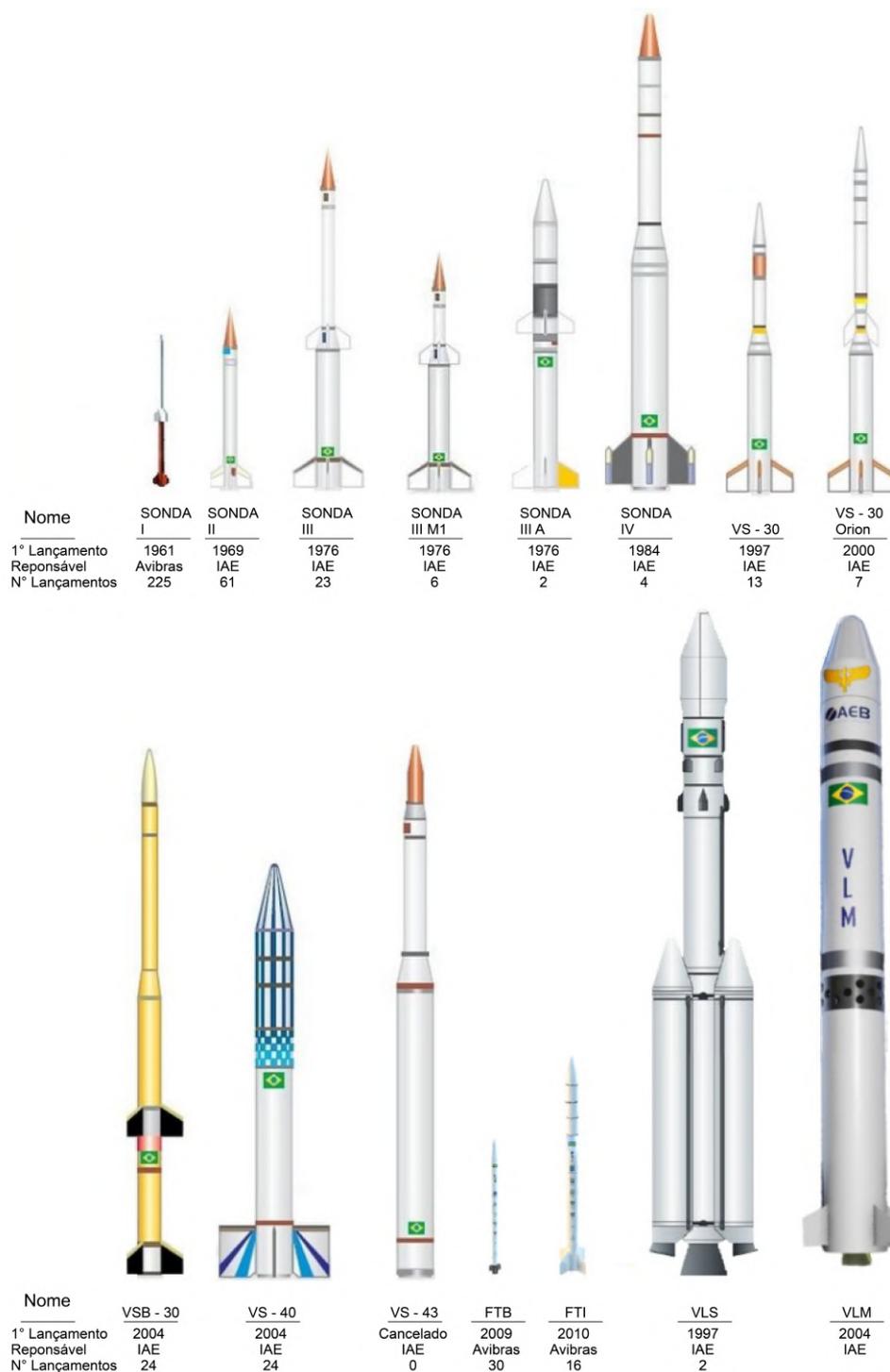


Figura 3 – Foguetes desenvolvidos no Brasil (sem considerar os de defesa)

Fonte: Adaptado de [AEB 2020] e [Miranda 2021]

A Figura 4 mostra o sistema ASTROS da Avibras, produto de maior sucesso da empresa e vendido para várias partes do mundo.



Figura 4 – Sistema ASTROS da Avibras

Fonte:[Avibras 2017]

1.1.2 Propulsão Híbrida

Os Motores de Foguete a Propelente Híbrido (MFPH) foram menos desenvolvidos do que as outras duas tecnologias, mas recentemente sofreu grandes avanços. Nos anos 30, o grande engenheiro ucraniano Sergei Pavlovich Korolev começou os desenvolvimentos de foguetes híbridos. Alguns anos depois, IG Farben começou alguns projetos na Alemanha de motores cerca de 20 vezes maiores, em empuxo, que os desenvolvidos por Korolev. Depois, a Pacific Rocket Society, o Jet Propulsion Laboratory (JPL), a universidade John Hopkins e o United Technology Center (UTC) foram praticamente os únicos a fazerem pesquisas nessa tecnologia até os anos 60. Anos depois, essa propulsão começou a ganhar destaque em empresas e universidades [Chiaverini e Kuo 2007]. A American Rocket Company (AMROC) foi uma das principais empresas a apostar em foguetes híbridos e desenvolveu e testou o maior MFPH até hoje, mas faliu após a falha no lançamento de seu veículo lançador devido à uma válvula da linha de oxigênio líquido (LOx) que congelou. Apesar disso, essa falha provou pontos importantíssimos como o foguete não ter explodido (apesar do incêndio e a queda do veículo no *pad* de lançamento) e não ter liberado gases tóxicos, mostrando a alta segurança na operação de foguetes híbridos [Koopman 2021], [Gontijo e Shynkarenko 2020].

1.1.2.1 Principais Componentes de um MFPH

A propulsão híbrida é bem similar à propulsão sólida na parte da câmara de combustão. Ou seja, os MFPH possuem grão, proteção térmica, câmara de combustão,

envelope, tubeira e ignitor. Além desses componentes similares à propulsão sólida, MFPH também possuem sistema de injeção, linha de alimentação, tanque de oxidante ou combustível e pode ter tanque pressurizante. A Figura 5 mostra os componentes de um MFPH.

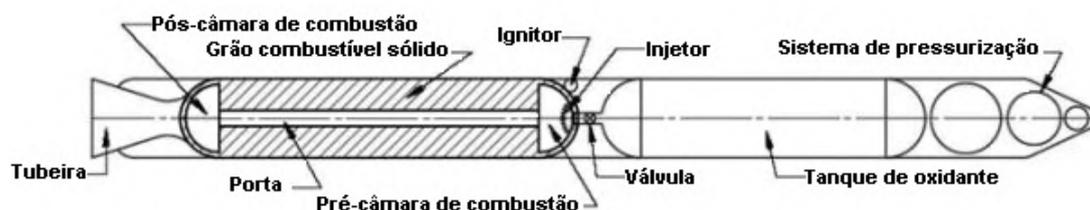


Figura 5 – Componentes de um MFPH

Fonte: Adaptado de [Sutton e Biblarz 2010]

1.1.2.2 Propelentes

A propulsão híbrida é caracterizada por possuir combustível e oxidante em estados da matéria distintos. Na grande maioria dos casos o oxidante fica na fase gasosa e/ou líquida e o combustível na fase sólida, mas o inverso também é possível. Por isso, nesta seção, será considerado que o oxidante está na fase gasosa/líquida e o combustível é sólido. Os oxidantes mais utilizados atualmente são o oxigênio líquido (LOx), o oxigênio gasoso (GOx), óxido nitroso e peróxido de hidrogênio e os combustíveis mais comuns são o HTPB, Polietileno de Alta Densidade (do inglês, HDPE), parafina e polietileno (PE) [Chiaverini e Kuo 2007]. Assim como na propulsão sólida, aditivos também são amplamente utilizados no grão tanto para melhorar propriedades mecânicas e balísticas, quanto para ajudar na sua manufatura. Para o caso da parafina, por exemplo, também é comum o uso de algum material para aumentar a temperatura de derretimento do grão, pois a parafina pode derreter dentro da câmara de combustão dependendo das condições do ambiente.

1.1.2.3 Sistema de Alimentação e Injeção

O sistema de alimentação é o responsável por armazenar e transferir o oxidante para a câmara de combustão. É basicamente composto de tanques, válvulas, sensores e transdutores, reguladores, filtros e a tubulação. Já a injeção precisa ser capaz de prover a vazão mássica de oxidante necessária e prover melhor atomização. Já que o oxidante é líquido, ou gasoso, o controle de empuxo pode ser ativo. O controle da vazão mássica de oxidante permite controlar a vazão mássica total de propelente e, por sua vez, o empuxo [Shynkarenko e Gontijo 2020]. A Figura 6 mostra um sistema de alimentação de uma banca de testes com capacidade de modulação de empuxo de baixo custo durante teste a quente.

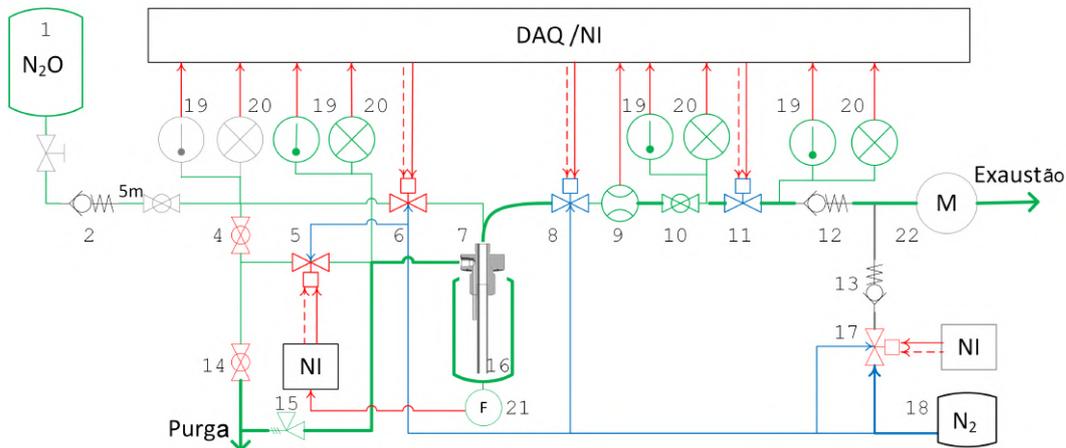


Figura 6 – Sistema de alimentação de uma bancada de testes com capacidade de modulação de empuxo durante teste a quente

Fonte:[Shynkarenko e Gontijo 2020]

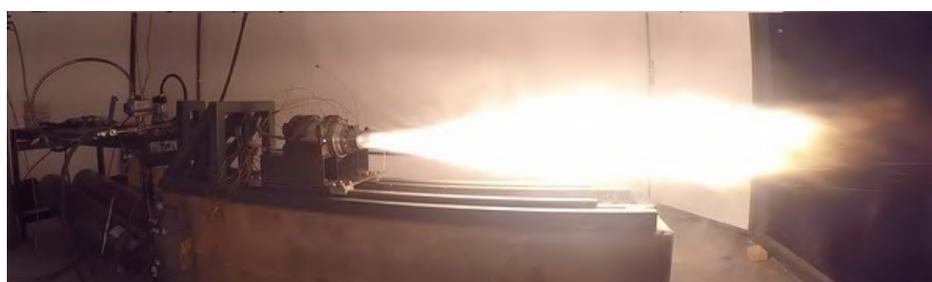
A injeção do oxidante deve ser capaz de atomizar no menor comprimento possível da forma mais fina possível e misturar com o combustível. Os tipos de injetores mais comuns na propulsão híbrida são o *shower head*, *swirl*, radial, de cone oco e o centrífugo. O *shower head* promove uma injeção axial, sendo simples e pouco eficiente, o *swirl* força um movimento de turbilhão no propelente, o radial injeta radialmente, o de cone oco forma um cone oco, e o centrífugo força um movimento circular dentro da câmara do injetor que, quando o propelente é injetado, um spray é formado [Pedreira et al. 2019], [Bouziiane et al. 2019], [Gontijo M S & Fischer 2020].

1.1.2.4 Propulsão Híbrida no Mundo e no Brasil

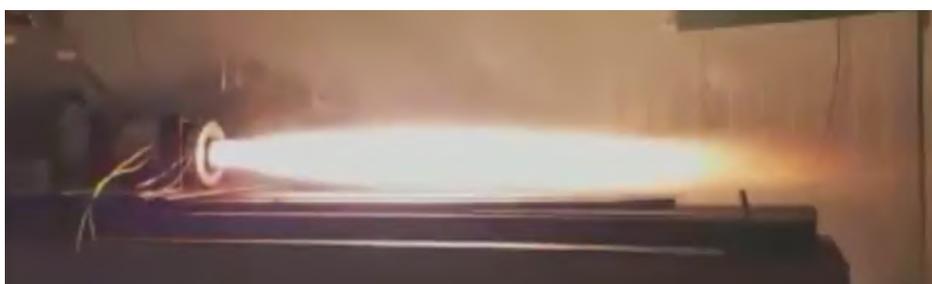
De forma mais recente, a Lockheed Martin com o Spaceship One e o Spaceship Two, o foguete de sondagem Peregrine, o foguete Nammo, os projetos da Advanced Rocket Research Center (ARRC), da Innospace e da HyImpulse foram os registros mais relevantes [Gontijo e Shynkarenko 2020], [Herald 2021], [Faenza et al. 2017], [HyImpulse 2021], [ARRC 2021].

Já no Brasil, as pesquisas com propulsão híbrida começaram na Universidade de Brasília (UnB) como sendo a primeira iniciativa deste tipo na América Latina, por volta de 2000 com o Hybrid Propulsion Team (HPT) [HPT 2012]. Atualmente os projetos estão concentrados no Laboratório de Propulsão Química (CPL, do inglês). O CPL, em poucos anos, já desenvolveu diversos projetos como o motor do SARA (Satélite de Reentrada Atmosférica), materiais para proteção térmica em motores híbridos, sistema de ignição do tipo tocha, sistema de controle de empuxo, entre outros [CPL 2021], [CPL 2021]. Além disso, futuros projetos em propulsão líquida, bancada vertical e controle do vetor de empuxo são esperados [Gontijo et al. 2021]. O Instituto de Pesquisas Espaciais (INPE) e

o ITA também tem um importante histórico. Universidades como a Universidade de São Paulo (USP), Universidade Federal do Ceará (UFC) e a Universidade Federal do Rio de Janeiro (UFRJ) estão começando os seus desenvolvimentos. A PION Labs desenvolveu e testou em solo e em voo um motor híbrido de baixo empuxo. A Figura 7a mostra o motor do SARA em ensaio a quente (ensaio de tiro) instalado na bancada de ensaios horizontal do CPL. Já a Figura 7b mostra o motor do foguete experimental de competição GAMA I, na mesma bancada de ensaio. E a Figura 7c mostra o motor Firestorm I do foguete experimental Guarani I, também testando na mesma bancada. Esta bancada foi utilizada para testes a quente e a frio centenas de vezes e se provou segura, eficiente e de fácil manutenção e operação.



(a)



(b)



(c)

Figura 7 – Motores a) SARA b) GAMA I c) Firestorm I

Fonte: [CPL 2021], Autor

1.1.3 Propulsão Líquida

Motores de Foguete a Propelente Líquido são estudados há mais de 100 anos. No geral, o título de pai dos foguetes modernos é dado ao Robert Goddard com o desenvolvimento de um MFPL, tendo realizado o primeiro teste estático a quente em 1925 e seu

primeiro voo em 16 de março de 1926 [Linn 2014]. Já Na União das Repúblicas Socialistas Soviéticas, o precursor dos MFPL foram o Sergei Korolev e o Valentin Glushko. E na Alemanha, Wernher von Braun foi o principal engenheiro e desenvolveu o primeiro MFPL pressurizado por bomba. A Figura 8 mostra instantes antes de o primeiro MFPL voar.



Figura 8 – Primeiro foguete líquido a voar

Fonte: Modificado de [Linn 2014]

Apesar disso, Pedro Paulet, um peruano, inventou o MFPL entre 1895 e 1897. Não há registros de que ele tenha testado tal motor, porém, após sua morte, entusiastas construíram e testaram o seu projeto entre 1920 e 1930. Ele também chegou a criar um projeto do veículo que usaria esse motor [Mejia 2010]. A Figura 9 mostra o veículo do Pedro Paulet.

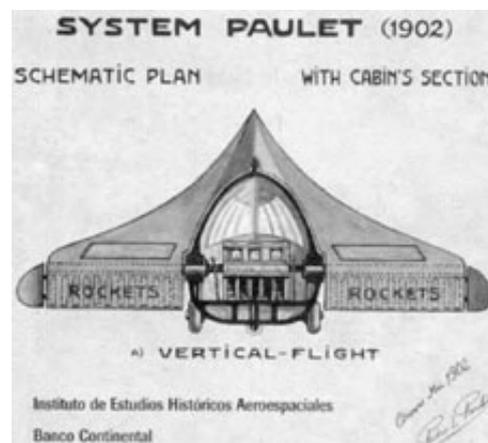


Figura 9 – Veículo com o primeiro MFPL projetado

Fonte:[Mejia 2010]

1.1.3.1 Principais Componentes de um MFPL

Existem algumas diferentes configurações e disposições dos componentes de um MFPL, mas são relativamente similares. A Figura 10 mostra os principais componentes de um MFPL.

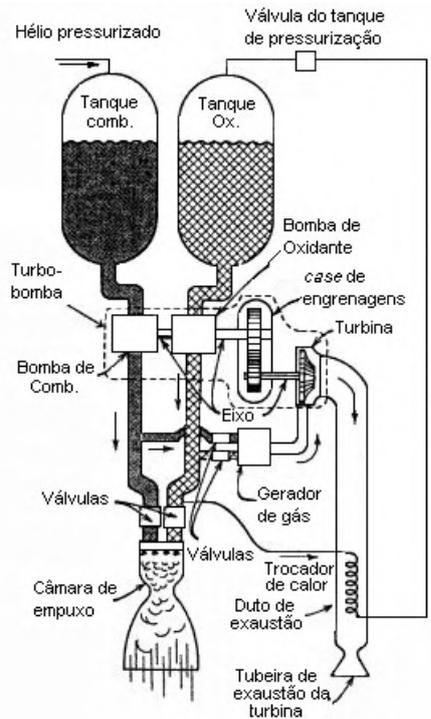


Figura 10 – Principais componentes de um MFPL (Exemplo de um ciclo aberto)

Fonte: Modificado de [Sutton 2006]

Diferentemente da propulsão híbrida, na propulsão líquida tanto o combustível, quanto o oxidante, estão na fase líquida ou gasosa. Por isso, os componentes da linha de alimentação são, de certa forma, duplicados. Além disso, a câmara de distribuição precisa levar o combustível e o oxidante para seus respectivos injetores. Essa configuração aumenta a complexidade do sistema propulsivo.

1.1.3.2 Propelentes

Os MFPL possuem variações ao uso de um combustível e um oxidante, além de possíveis aditivos. Essas variações são chamadas de motores à propelentes gelificados, monopropelentes, bipropelentes e tripropelentes. Entre esses, os bipropelentes são os mais utilizados, seguidos pelos monopropelentes.

1.1.3.2.1 Propelentes gelificados

Além das fases líquida e gasosa (e sólida para a propulsão sólida e híbrida), existem os propelentes gelificados. Este tipo de propelente é considerado um propelente lí-

quido, porém com propriedades reológicas alteradas pela adição de agentes gelificantes, assemelhando-se aos sólidos. Motores de foguete à propelente gelificado (MFPGs) ainda não foram tão estudados quanto as outras tecnologias, porém aparentam ser promissores em certas aplicações, como as de baixo tempo de queima [Fischer 2019].

1.1.3.2.2 Monopropelentes

Os monopropelentes devem produzir combustão ou gases de decomposição quando pressurizados, aquecidos ou expostos à um meio catalítico. Uma das vantagens desse tipo de tecnologia é que o sistema de alimentação e injeção é consideravelmente mais simples, já que apenas um líquido/gás é usado, porém, o desempenho é bem menor comparado aos bipropelentes. Devido a isso, os motores monopropelentes são usados como motores auxiliares, para controle de atitude e rolamento, e para geradores de gás [Huzel e Huang 1992]. Os monopropelentes são divididos em três classes de acordo com a sua composição química. Os da classe A contém o oxidante e o combustível em uma mesma molécula. Os da classe B contém apenas o combustível ou o oxidante e sua energia de decomposição é derivada de um arranjo quimicamente instável de átomos na molécula. Os da classe C contém dois ou mais componentes de combustível ou oxidante [Altman et al. 1960]. A Tabela 3 mostra os principais monopropelentes dividido em classes.

Tabela 3 – Principais monopropelentes dividido em classes

Classe A	Classe B	Classe C
Nitrometano- CH_3NO_2	Hidrazina- N_2H_4	$\text{NH}_3(l)\text{-NH}_4\text{NO}_3$
Nitrato de Metila- CH_3NO_3	Acetileno- C_2H_2	$\text{NH}_4\text{OH-NH}_4\text{NO}_3$
Nitroetano- $\text{C}_2\text{H}_5\text{NO}_2$	Etileno- C_2H_4	$\text{CH}_3\text{NO}_3\text{-CH}_3\text{OH}$
Nitrato de Etila- $\text{C}_2\text{H}_5\text{NO}_3$	Óxido Nítrico- NO	$\text{H}_2\text{O}_2\text{-CH}_3\text{OH}$
Nitroetanol- $\text{HOC}_2\text{H}_4\text{NO}_2$		$\text{C}(\text{NO}_2)_4\text{-Combustível}$
Dinitrato de Dietilenoglicol- $(\text{C}_2\text{H}_4\text{ONO}_2)_2\text{O}$		
Óxido de Etileno- $\text{C}_2\text{H}_4\text{O}$		
Peróxido de Hidrogênio- H_2O_2		

Fonte:[Altman et al. 1960]

Como foi possível identificar na Seção 1.1.1.2, as moléculas que possuem elementos combustíveis e oxidantes em sua composição são chamadas de explosivos. Por isso os propelentes *double-based* são compostos por explosivos. É possível então, verificar que na Tabela 3 os monopropelentes de classe A e C são explosivos.

1.1.3.2.3 Bipropelentes

Os bipropelentes possuem um oxidante e um combustível separados e são misturados na câmara de combustão. Existem poucos oxidantes, comparado ao número de

combustíveis. O oxidante é uma substância que contém excesso de oxigênio ou halogênio. O combustível geralmente contém carbono, hidrogênio e metais leves [Altman et al. 1960]. A Tabela 4 mostra os principais oxidantes e combustíveis utilizado em propulsão líquida.

Tabela 4 – Principais combustíveis e oxidantes bipropelentes

Combustíveis	Oxidantes
Anilina (C ₆ H ₅ NH ₂)	Trifluoreto de Cloro (ClF ₃)
Etanol (C ₂ H ₅ OH)	Peróxido de Hidrogênio (H ₂ O ₂)
Hidrazina (N ₂ H ₄)	IRFNA*
MMH [†] (CH ₃ NH-NH ₂)	WFNA**
Pentaborano (B ₅ H ₉)	Tetróxido de Nitrogênio (N ₂ O ₄)
RP-1 (C _n H _{1,953n})	Flúor Líquido (F ₂)
UDMH ^{††} ((CH ₃) ₂ NNH ₂)	LOx (O ₂)
Amônia (NH ₃)	GOx (O ₂)
LH ₂ ^{***} (H ₂)	Ozônio (O ₃)
GH ₂ ^{****} (H ₂)	Ácido Nítrico (HNO ₃)
Metano (CH ₄)	Difluoreto de Dioxigênio (F ₂ O ₂)
Metano Líquido (CH ₄)	Pentafluoreto de Cloro (ClF ₅)
MH ^{†††} (CH ₆ N ₂)	Difluoreto de Cloro (F ₂ O)
Jet-A (CH ₁₂ H ₂₃)	Óxido Nitroso (N ₂ O)
JP-4 (mistura)	Tetrafluorhidrazina (N ₂ F ₄)
Hidreto de berílio (BeH ₂)	Nytrox (N ₂ O + x% O ₂)

*Ácido Nítrico Fumegante Vermelho(82%HNO₃, 15%NO₂, 2%H₂O, 1%HF), **Ácido Nítrico Fumegante Branco(97,5%HNO₃, 2%H₂O, 0,5%NO₂), ***Hidrogênio Líquido, ****Hidrogênio Gasoso, [†]Mono-Metil Hidrazina, ^{††}Dimetil Hidrazina Assimétrica, ^{†††}Metil Hidrazina
 Fonte:[Altman et al. 1960],[Huzel e Huang 1992],[Sutton e Biblarz 2010], [Koelle 1961]

1.1.3.2.4 Tripropelentes

Uma quarta alternativa são os tripropelentes. Eles não são muito utilizados, mas foram alvo de várias pesquisas. No geral, é composto por um combustível, um oxidante e alguma partícula metálica [Zurawski 1986]. A Tabela 5 mostra algumas misturas tripropelentes comuns.

Tabela 5 – Principais misturas tripropelentes

Metal	Combustível	Oxidante
Be	H ₂	O ₂
Be	N ₂ H ₄	N ₂ O ₄
Be	RP-1	O ₂
Li	H ₂	F ₂
Al	H ₂	O ₂
Al	N ₂ H ₄	N ₂ O ₄
Al	RP-1	O ₂

Fonte: [Zurawski 1986]

1.1.3.3 Sistema de Alimentação e Injeção

Apesar de haver os quatro tipos de sistemas de propulsão líquida, neste trabalho será abordado apenas o bipropelente. Como dito anteriormente, o sistema de alimentação e a injeção de propelentes é similar ao caso da propulsão híbrida, porém é necessário duas linhas de alimentação e injetar dois propelentes diferentes. Apesar disso, ainda sim são necessários tanques, válvulas, sensores e transdutores, reguladores, filtros e a tubulação em si.

A injeção dos propelentes segue a mesma ideia da propulsão híbrida, deve-se injetar, atomizar e misturar os propelentes da melhor forma possível e no menor volume possível para diminuir perdas [Gontijo M S & Fischer 2020]. Uma particularidade é que a câmara de distribuição é consideravelmente mais complexa, em comparação com a de motores híbridos, pois neste caso é necessário levar dois fluidos diferentes a injetores diferentes. Os injetores mais comuns são o centrífugo, *shower head*, *spray*, *unlike doublet*, *unlike triplet*, *like impinging doublets* e *pintle*.

1.1.3.4 Propulsão Líquida no Mundo e no Brasil

Empresas, centros de pesquisa e universidades no mundo inteiro veem desempenhando um papel fundamental no desenvolvimento deste tipo de propulsão. Entre eles se destacam a Lockheed Martin, a Blue Origin, a SpaceX, a Northrop Grumman, a Pratt & Whitney, a Yuzhnoye, a JSC Kuznetsov, a NPO Energomash, a Electron, a Ariane Group, a KBKhA, a KbKhM, a Ursa Major, entre outros.

No Brasil o INPE trabalha com propulsão líquida há muitos anos possuindo capacidade de fazer testes em condições atmosféricas e em vácuo, além de laboratórios de análise e catálise de propelentes [Costa F. S. & Vieira 2016]. O IAE também desenvolveu e testou MFPL's. Ao todo foram dois motores com desenvolvimento completo e um motor com projeto atualmente estagnado. Os motores são da família "L" e o número que vem após o "L" no nome é o empuxo nominal do motor em kN. O primeiro motor foi o L5 que tinha o objetivo de substituir o quarto estágio do VLS-1, que era de propulsão sólida, e usava LOx e RP-1 pressurizado. O segundo motor foi o L15 e foi desenvolvido em parceria com a Orbital Engenharia, foi testado em voo e usava LOx e Etanol pressurizados. O último é o L75 que tem o objetivo de ser um estágio superior de um veículo lançador. Inicialmente usava LOx e RP-1, mas depois substituiu-se o combustível por etanol e esse motor utiliza turbobombas [Torres et al. 2009], [Almeida D. S. & Shimote 1999], [Almeida D. S. & Santos 2021], [Almeida et al. 2016], [Almeida e Pagliuco 2014], [Pfuetzenreuter et al. 2017]. A Figura 11a mostra o motor L5, a Fig. 11b o L15 e a Fig. 11c o L75. Além disso, a Orbital Engenharia está desenvolvendo um FTB-L (Foguete de Treinamento Básico Líquido) [Altafim et al. 2019] e a startup DeltaV Engenharia Espacial vem sendo uma promessa de desenvolvimentos no Brasil [DeltaV 2021].

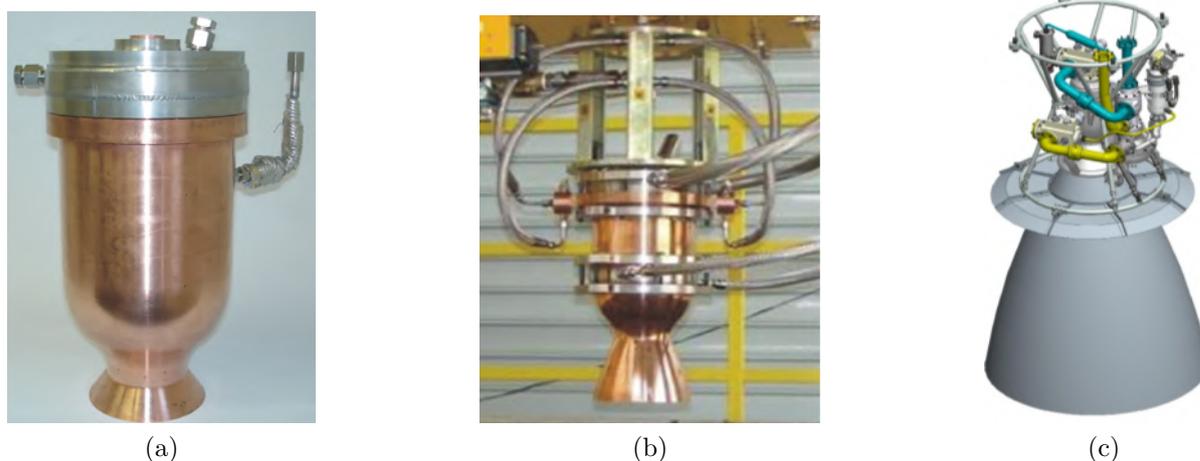


Figura 11 – Motores a) L5 b) L15 e c) L75

Fonte: [Almeida et al. 2016], [Torres et al. 2009]

1.2 Comparação dos Tipos de Propulsão Química

Cada um dos tipos de propulsão química possui características, vantagens e desvantagens intrínsecas às suas tecnologias. A Tabela 6 mostra a comparação de alguns pontos chave para a escolha do tipo de propulsão química a ser empregada.

Tabela 6 – Comparação de pontos chave entre tecnologias de propulsão química

	Sólido	Híbrido	Líquido
I_{sp}	Baixo	Médio	Alto
Fumaça	Alto	Baixo	Baixo
Segurança	Baixo	Alto	Baixo
Controle de empuxo	Passivo	Ativo	Ativo
Re-ignição	Não	Sim	Sim
Custos	Baixo	Médio	Alto
Complexidade	Baixo	Médio	Alto
Estocagem	Alta	Alta	Baixa
Complexidade de produção do propelente	Alta	Média	Média
Sensibilidade à temperatura	Alta	Baixa	Baixa

Fonte: Adaptado de [Gontijo e Shynkarenko 2020]

Além dos parâmetros já discutidos, a geração de fumaça pode ser relevante por ser mais limpo para o meio ambiente e, para fins militares, a geração de fumaça deve ser reduzida. O controle de empuxo e possibilidades de re-ignições são fundamentais na escolha da tecnologia, pois muitas das missões requerem esses tipos de funcionalidade. A estocagem, principalmente dos propelentes, é uma característica muito importante para mísseis e foguetes militares, pois devem estar prontos para o uso a qualquer momento. A complexidade na fabricação do propelente precisa ser baixa para diminuir a probabilidade

de falhas estruturais no grão, em caso de híbridos ou sólidos, e para diminuir custos. E a sensibilidade à temperatura deve ser baixa, para que o veículo possa ser utilizado em diferentes lugares, tanto para mísseis, quanto para foguetes e veículos lançadores.

A Figura 12 mostra uma comparação, em termos de eficiência, entre os tipos de propulsão química com diferentes tipos de misturas de propelente. Já a Figura 13 mostra uma comparação de impulso total (integral do empuxo pelo tempo) por custo de desenvolvimento dos tipos de propelentes.

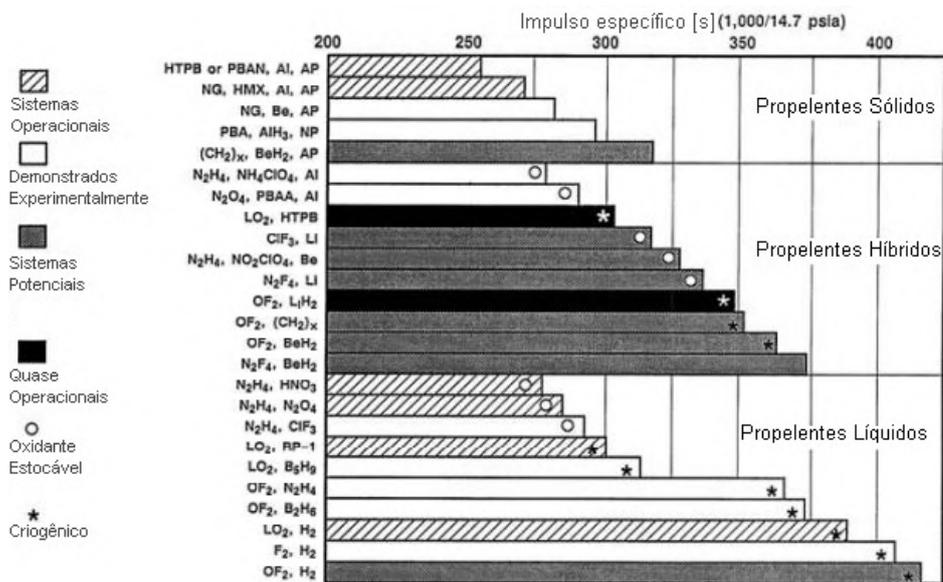


Figura 12 – Comparação de eficiências de propulsores químicos com diferentes misturas de propelente

Fonte:[Chiaverini e Kuo 2007]

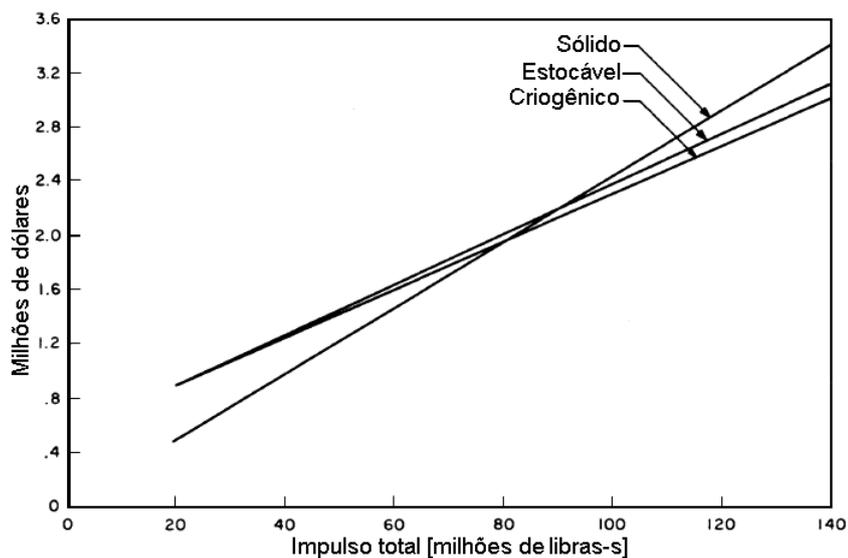


Figura 13 – Custo por impulso total de propulsores químicos

Fonte:[Penner e Ducarme 1960]

A análise do gráfico da Figura 13 é de fundamental importância nas fases iniciais de projeto (pré-fase A e fase A no modelo de engenharia de sistemas da NASA (*National Aeronautics and Space Administration*) [NASA 2016]), pois o custo irá impactar diretamente na escolha do tipo de propulsão a ser empregado em um possível veículo e na escolha do propelente. Para motores com impulso total muito alto, a propulsão sólida é, geralmente, escolhida. Por isso veículos como o ônibus espacial, o SLS (*Space Launch System*), o Ariane 5, dentre outros, utilizam motores de aceleração à propelente sólido, estando de acordo com a Figura 13.

2 Justificativa, objetivos, missão e requisitos

2.1 Justificativa

MFPL, como citado na seção anterior, é a tecnologia mais utilizada no mundo em propulsão de foguetes. Atualmente, no Brasil, poucos motores foram desenvolvidos e apenas um motor foi testado uma única vez em voo. Logo, este trabalho foi concebido a fim de contribuir com o desenvolvimento deste tipo de propulsão no Brasil e com a formação de profissionais capacitados.

2.2 Objetivos

2.2.1 Objetivo global

Este trabalho tem o objetivo global de realizar o projeto de um motor de foguete a propelente líquido para um foguete de sondagem.

2.2.2 Objetivos específicos

- Obter um motor de foguete a propelente líquido a partir de algoritmo capaz de otimizar e atender os requisitos da missão, definidos na Seção 2.3;
- Selecionar possíveis propelentes, métodos de resfriamento, tipos de injetores, tipo de tubeira, tipo de ciclo, possíveis materiais, válvulas e componentes hidráulicos para o algoritmo;
- Desenvolver um algoritmo de otimização de MFPL de baixo custo computacional que deve:

Calcular a pressão de câmara e as dimensões da câmara de combustão e da tubeira capazes de prover o desempenho requisitado;

Projetar o sistema de injeção e alimentação capaz de prover a vazão mássica necessária de propelente, além de atomiza-lo;

Realizar os principais cálculos mecânicos e térmicos para que todos os componentes do sistema propulsivo suportem às cargas aplicadas; Projetar o sistema de resfriamento.

2.3 Missão

Para este trabalho será projetado um MFPL que substituirá os dois estágios de propulsão sólida do foguete de sondagem brasileiro VSB-30.

O VSB-30 (Veículo de Sondagem Booster – 30) é um veículo suborbital que leva cargas úteis, de até 400 kg, para experimentos na faixa de 270 km de altitude e permite que permaneçam cerca de seis minutos acima da altitude de 110 km [AEB 2020]. A Figura 14 mostra o VSB-30 com algumas dimensões.

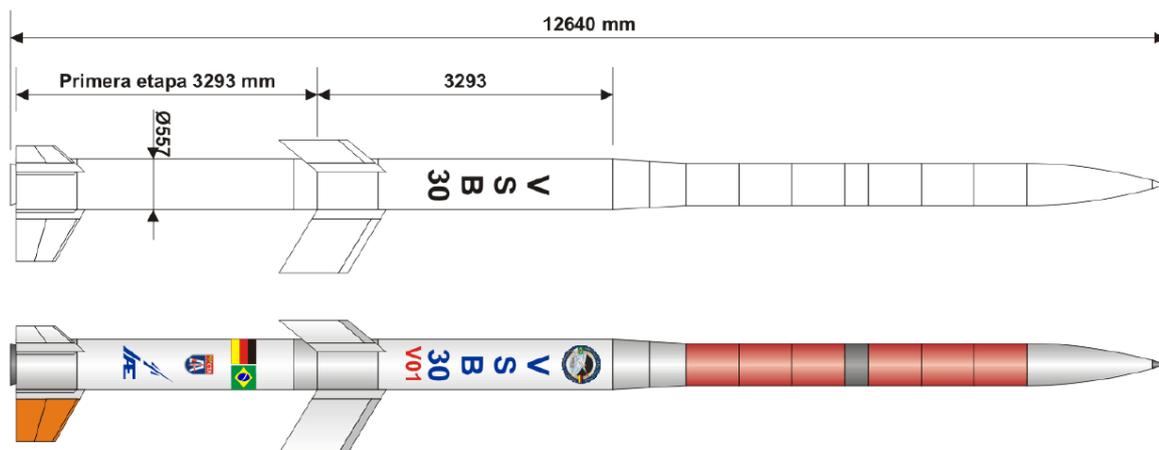


Figura 14 – VSB-30

Fonte: [Harada 2019]

Como é possível ver na Figura 14, e como já citado anteriormente, o VSB-30 possui atualmente dois estágios de propulsão sólida. O primeiro estágio se localiza nos primeiros 3293 mm da esquerda para a direita e o segundo estágio nos próximos 3293 mm. Os motores S31 (primeiro estágio) e S30 (segundo estágio) possuem os seguintes parâmetros:

Tabela 7 – Dados do S30 e S31

Motor	F_{max} [kN]	m_{total} [kg]	m_p [kg]	MEOP [MPa]	I_{sp} [s]	t_b [s]
S30	103	1125	880	6,76	263	21
S31	138	869	680	5,92	260	13

Fonte: [Palmerio 2017], [Avibras 2021]

onde F_{max} é o empuxo máximo, m_{total} é a massa total, m_p é a massa de propelente, MEOP é a pressão de operação máxima esperada e t_b é o tempo de queima. Além disso, os motores usam uma mistura de propelente *composite* composta por HTPB, AP, Fe_2O_3 e alumínio. A Figura 15 mostra os dois motores do VSB-30.



Figura 15 – Motores do VSB-30 a) S30 e b) S31

Fonte: [Avibras 2021]

A massa total do veículo é de 2500 kg, logo a massa de todos os componentes, retirando o sistema propulsivo e a carga útil (400 kg), é de 106 kg.

O comprimento combinado das seções de interface e superior do foguete é de 6054 mm, estas seções não serão alteradas neste trabalho.

O VSB-30 teve 21 lançamentos com sucesso no Brasil, na Suécia e na Noruega [AEB 2020], [Garcia et al. 2011].

O motor desenvolvido neste trabalho é um possível demonstrador tecnológico a ser implementado no VSB-30 que proporciona plenas capacidades ao Programa Espacial Brasileiro (PEB) de prosseguir no desenvolvimento de MFPL. Além de incentivar a pesquisa e os projetos com este tipo de tecnologia, considerada chave no desenvolvimento de um programa espacial, em universidades e institutos de pesquisa.

2.4 Requisitos

O motor a ser projetado deve garantir que o VSB-30 seja capaz de prover cerca de 6 minutos de microgravidade (acima de 110 km) para uma carga útil de massa $m_{pl} = 400$ kg. Além disso, o sistema propulsivo deve ser seguro e robusto.

Para determinar o empuxo e o tempo de queima requeridos, simulações de trajetória foram feitas no software Rocksim. A Figura 16 mostra a simulação do foguete com o motor capaz de suprir o tempo de microgravidade requerido pela carga útil.

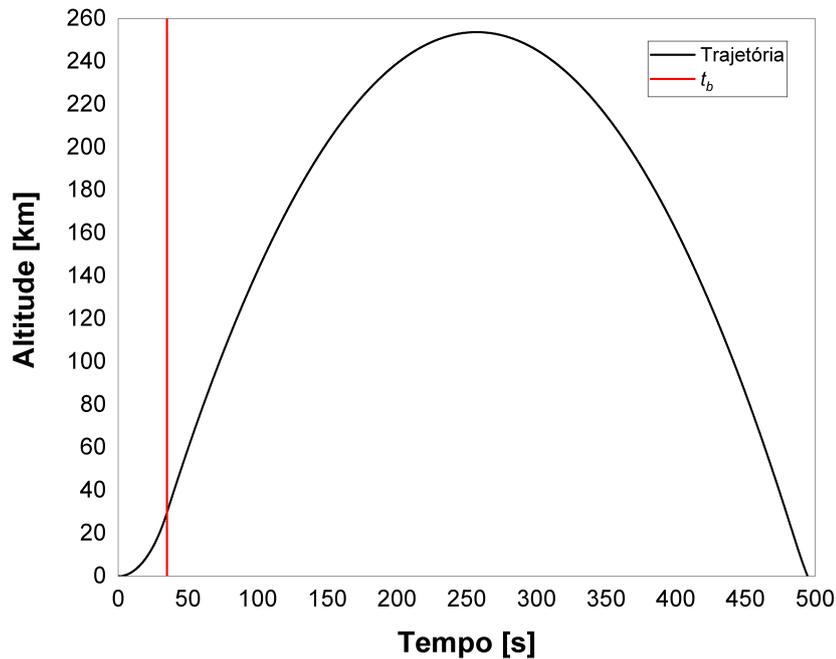


Figura 16 – Simulação do VSB-30 com MFPL

Fonte: Autor

A simulação da Figura 16 foi feita com um motor de 130 kN de empuxo e 35 s de tempo de queima. Outras possíveis combinações de empuxo e tempo de queima são possíveis, porém o foco deste trabalho não é em otimização de trajetória. A simulação foi feita até a o apogeu, pois a versão gratuita do *software* só permite que a simulação seja feita até este ponto. Por isso, a trajetória é balística (sem sistema de recuperação) e os dados após o apogeu foram extrapolados.

Parte II

Revisão Bibliográfica

3 Reações químicas e combustão

A análise de reações químicas e combustão dos propelentes dentro do motor são, como esperado depois das discussões feitas nas seções anteriores, de suma importância no projeto do sistema propulsivo. Neste trabalho, o software CEA (*Chemical Equilibrium with Applications*) será utilizado para os cálculos de reações químicas e combustão. Existem outros softwares para esse propósito, como o RPA (*Rocket Propulsion Analysis*), o Cantera, o PROPEP (*Propellant Evaluation Program*), GUIPEP (Graphical User Interface of Propellant Evaluation Program), entre outros. Comparações entre o CEA e o RPA foram feitas por [Ponomarenko 2014] e entre o CEA e o Cantera por [Youngblood 2015] e ambos mostraram que a diferença nos resultados é muito pequena (menos de 1 % para o Cantera e aproximadamente 0 % para o RPA). Logo, estes softwares também podem ser utilizados, porém devido à experiência do autor e por já ter sido validado em outros trabalhos, o CEA foi escolhido.

O CEA possui duas possibilidades de análise, a congelada e a de equilíbrio. Congelado se refere à composição que é fixada durante um tempo infinitesimal de reação, ou seja, no caso do motor de foguete, não ocorre mudanças na composição química a partir do ponto de congelamento. Já o equilíbrio se refere à composição química que atinge o equilíbrio [Turns 2012], [Penner e Ducarme 1960].

Para essas análises a condição de equilíbrio químico será adotada, pois é a que mais se aproxima à condição real em motores de foguete e é a estratégia mais abordada na modelagem das reações químicas e de combustão [Hill e Peterson 1992], [Sutton 1947], [Huzel e Huang 1992], [Sutton e Biblarz 2010], [Gordon e McBride 1994], [Dorofeev 2010], [Ponomarenko 2010], [Alemasov B. E. & Dregalin 1980], [Kudryavtsev 1993].

3.1 Energia livre de Gibbs

Existem algumas abordagens possíveis para atingir o equilíbrio químico. A abordagem seguida neste trabalho será por meio da minimização da energia livre de Gibbs explicada por [Turns 2012], [Gordon e McBride 1994], [Penner e Ducarme 1960]. Este método será utilizado, pois as reações químicas que ocorrem dentro de um motor de foguete não podem ser simplesmente calculadas por meio de balanceamento de equações químicas, pois os compostos químicos também dissociam, produzindo outros componentes [Turns 2012]. Outra solução possível seria por meio da energia de Helmholtz, esta é muito similar à energia livre de Gibbs, porém para entradas de volume ou massa específica, existindo assim uma relação termodinâmica entre as duas energias. Porém, entradas de temperatura e pressão são mais utilizadas em motores de foguete, também por isso a

energia livre Gibbs será utilizada ao invés da de Helmholtz.

Por meio da hipótese de gás ideal, define-se a equação de estado nas Eqs. 3.1 e 3.2.

$$P = \frac{nRT}{V} \quad (3.1)$$

$$P = \rho nRT \quad (3.2)$$

onde P é a pressão, n é a quantidade de mols por unidade de massa da mistura, R é a constante do gás, T é a temperatura e V é o volume.

A massa molar pode ser calculada de acordo com a Eq. 3.3.

$$M_w = \frac{\sum_{j=1}^{NS} n_j M_j}{\sum_{j=1}^{NS} n_j} \quad (3.3)$$

j é a indicação de cada composto químico, NS é o número de compostos químicos na mistura e M é definido na Eq. 3.4.

$$M = \frac{1}{n} \quad (3.4)$$

Para uma mistura de NS compostos, a energia livre de Gibbs por quilograma de mistura é dada na Eq. 3.5.

$$g = \sum_{j=1}^{NS} n_j e_j \quad (3.5)$$

onde e_j é o potencial químico por kg-mol dos compostos j e é definido na Eq. 3.6.

$$e_j = \left(\frac{\partial g}{\partial n_j} \right)_{T,P,n_{\zeta+j}} \quad (3.6)$$

A minimização é sujeita à limitações como a de balanço de massa mostrada na Eq. 3.7.

$$0 = \sum_{j=1}^{NS} a_{\zeta j} - b_{\zeta}^o \quad \text{or} \quad 0 = b_{\zeta} - b_{\zeta}^o \quad ; \quad (\zeta = 1, \dots, l) \quad (3.7)$$

onde $a_{\zeta j}$ são coeficientes estequiométricos que representam o número de kg-átomos do composto ζ por kg-mol do composto j , o índice l é o número de compostos químicos, o sobrescrito o é relacionado à propriedade atribuída e b_{ζ} é o número de kg-átomos do composto ζ por quilogramas do total de reagentes, e é definido na Eq. 3.8. Obs.: Caso íons sejam considerados, l é o número de elementos químicos mais um.

$$b_\varsigma = \sum_{j=1}^{NS} a_{\varsigma j} n_j^o \quad ; \quad (\varsigma = 1, \dots, l) \quad (3.8)$$

A partir das equações acima, o termo G pode ser definido na Eq. 3.9

$$G = g + \sum_{\varsigma=1}^l \lambda_\varsigma (b_\varsigma - b_\varsigma^o) \quad (3.9)$$

onde λ_ς são os multiplicadores lagrangianos. Então, combinando as equações acima, a condição de equilíbrio se transforma na Eq. 3.10.

$$\delta G = \sum_{\varsigma=1}^{NS} \left(e_j + \sum_{\varsigma=1}^l \lambda_\varsigma a_{\varsigma j} \right) \delta n_j + \sum_{\varsigma=1}^l \delta \lambda_\varsigma (b_\varsigma - b_\varsigma^o) = 0 \quad (3.10)$$

Considerando que as variações δn_j e $\delta \lambda_\varsigma$ são independentes, a Eq. 3.10 se transforma na Eq. 3.11.

$$e_j + \sum_{\varsigma=1}^l \lambda_\varsigma a_{\varsigma j} = 0 \quad ; \quad (j = 1, \dots, NS) \quad (3.11)$$

Com a suposição de gás ideal e que as interações entre as fases podem ser negligenciadas, o potencial químico pode ser definido como:

$$e_j = \begin{cases} e_j^o + RT \ln \frac{n_j}{n} + RT \ln P & (j = 1, \dots, NG) \\ e_j^o & (j = NG + 1, \dots, NS) \end{cases} \quad (3.12)$$

onde NG é o número de gases na mistura, e_j^o é o potencial químico no estado padrão e assume valores de $j = 1, \dots, NG$ para gases ou $j > NG$ para fases condensadas. Estado padrão é definido como um estado hipotético de gás ideal a pressão padrão de uma atmosfera [Gordon e McBride 1994] e o sobrescrito o representa esse estado. Vale ressaltar que e_j^o é função apenas da temperatura, logo $e_j^o = e_j^o(T)$, mas por simplicidade é escrito apenas como e_j^o e isso vale para todas as propriedades que estão em função da temperatura.

Por meio das Equações 3.8 e 3.11, é possível determinar as composições de equilíbrio para estados termodinâmicos de acordo com quaisquer duas funções de estado, como temperatura, pressão, entalpia e entropia [Gordon e McBride 1994].

A entalpia e a entropia específicas podem ser calculadas pelas Eqs. 3.13 e 3.14, respectivamente.

$$h = \sum_{j=1}^{NS} n_j H_j^o \quad (3.13)$$

onde H_j^o é a entalpia molar no estado padrão.

$$s = \sum_{j=1}^{NS} n_j S_j \quad (3.14)$$

onde S_j é dada por:

$$S_j = \begin{cases} S_j^o - R \ln \frac{n_j}{n} - R \ln P & (j = 1, \dots, NG) \\ S_j^o & (j = NG + 1, \dots, NS) \end{cases} \quad (3.15)$$

onde S_j^o é a entropia molar no estado padrão.

3.2 Equações de iteração de Gibbs

O uso de cálculos iterativos faz-se necessário, pois as equações usadas não são lineares. Para isso, o método de Newton-Raphson [YPMA 1995] é usado, juntamente com a expansão de séries de Taylor [Ren Y. & Zhang 1999] com todos os termos que contém derivadas com graus maiores que um truncados. Assumindo que $s = s_s$, $P = P_s$ e $h = h_s$, onde o subscrito s se refere a propriedade atribuída, e levando em conta as Eqs. 3.11, 3.7 e 3.8, as equações de Newton-Raphson podem ser obtidas e são:

$$-\frac{e_j}{RT} = \Delta \ln n_j - \sum_{\varsigma=1}^l a_{\varsigma j} \varpi_{\varsigma} - \Delta \ln n - \frac{H_j^o}{RT} \Delta \ln T \quad ; \quad (j = 1, \dots, NG) \quad (3.16)$$

$$-\frac{e_j}{RT} = - \sum_{\varsigma=1}^l a_{\varsigma j} \varpi_{\varsigma} - \frac{H_j^o}{RT} \Delta \ln T \quad ; \quad (j = NG + 1, \dots, NS) \quad (3.17)$$

$$b_{\varrho}^o - b_{\varrho} = \sum_{j=1}^{NG} a_{\varrho,j} n_j \Delta \ln n_j + \sum_{j=NG+1}^{NS} a_{\varrho,j} \Delta n_j \quad ; \quad (\varrho = 1, \dots, l) \quad (3.18)$$

$$n - \sum_{j=1}^{NG} n_j = \sum_{j=1}^{NG} n_j \Delta \ln n_j - n \Delta \ln n \quad (3.19)$$

$$\frac{h_0 - h}{RT} = \sum_{j=1}^{NG} \frac{n_j H_j^o}{RT} \Delta \ln n_j + \sum_{j=NG+1}^{NS} \frac{H_j^o}{RT} \Delta n_j + \left(\sum_{j=1}^{NS} \frac{n_j c_{p,j}^o}{R} \right) \Delta \ln T \quad (3.20)$$

$$\frac{s_0 - s}{R} + n - \sum_{j=1}^{NG} n_j = \sum_{j=1}^{NG} \frac{n_j S_j}{R} \Delta \ln n_j + \sum_{j=NG+1}^{NS} \frac{S_j^o}{R} \Delta n_j + \left(\sum_{j=1}^{NS} \frac{n_j c_{p,j}^o}{R} \right) \Delta \ln T \quad (3.21)$$

onde $c_{p,j}^o$ é o calor específico a pressão constante no estado padrão, ϖ_ζ é o multiplicador lagrangiano para o elemento ζ dividido por RT e as variáveis de correção usadas são o $\Delta \ln n_j$ ($j = 1, \dots, NG$), Δn_j ($j = NG + 1, \dots, NS$), $\Delta \ln \varpi_\zeta = -\lambda/RT$ e $\Delta \ln T$.

3.3 Equações de iteração de Gibbs reduzidas

Para casos em que os sistemas contém muitos compostos químicos, um número grande de equações precisam ser resolvidas. Porém, essas equações podem ser reduzidas por poucas equações por meio de substituições algébricas [Gordon e McBride 1994]. Então, a Equação 3.16 é substituída nas Eqs. 3.18, 3.19 e 3.20. E, quando a Equação 3.17 é escrita com os sinais invertidos, as equações reduzidas são:

$$b_\varrho^o - b_\varrho + \sum_{j=1}^{NG} \frac{a_{\varrho,j} n_j e_j}{RT} = \sum_{\zeta=1}^l \sum_{j=1}^{NG} a_{\varrho,j} a_{\zeta j} n_j \varpi_\zeta + \sum_{j=NG+1}^{NS} a_{\varrho,j} \Delta n_j + \left(\sum_{j=1}^{NG} a_{\varrho,j} n_j \right) \Delta \ln n + \left(\sum_{j=1}^{NG} \frac{a_{\varrho,j} n_j H_j^o}{RT} \right) ; \quad (\varrho = 1, \dots, l) \quad (3.22)$$

$$\frac{e_j}{RT} = \sum_{\zeta=1}^l a_{\zeta j} \varpi_\zeta + \frac{H_j^o}{RT} \Delta \ln T ; \quad (j = NG + 1, \dots, NS) \quad (3.23)$$

$$n - \sum_{j=1}^{NG} n_j + \sum_{j=1}^{NG} \frac{n_j e_j}{RT} = \sum_{\zeta=1}^l \sum_{j=1}^{NG} a_{\zeta j} n_j \varpi_\zeta + \left(\sum_{j=1}^{NG} n_j - n \right) \Delta \ln n + \left(\sum_{j=1}^{NG} \frac{n_j H_j^o}{RT} \right) \quad (3.24)$$

É importante ressaltar que as Eqs. 3.22, 3.23 e 3.24 são usadas quando temperatura e pressão são atribuídos. Caso a atribuição seja feita por entalpia e pressão ou entropia e pressão, outras equações, além das apresentadas acima, são necessárias. Porém, neste trabalho apenas a atribuição de temperatura e pressão será utilizada.

Também é importante notar que ainda é possível fazer atribuições de outras propriedades como temperatura e volume ou energia interna e volume ou entropia e volume. Para essas atribuições, é necessário seguir outra abordagem, pois a energia livre de Gibbs se relaciona com a pressão. A outra alternativa é o uso da energia de Helmholtz, que se relaciona com volume [Gordon e McBride 1994].

3.4 Considerações para fases condensadas

Os cálculos feitos até agora não consideram fases condensadas, apenas gases. Primeiro os cálculos iterativos são feitos considerando apenas gases, e então uma checagem é feita para avaliar se compostos químicos condensados devem ser incluídos na análise.

Como visto na Equação 3.10, a condição de equilíbrio consiste em $\delta G = 0$. A adição de compostos condensados leva à condição de que a energia de Gibbs diminui. Logo, a energia de Gibbs é dada pela Eq. 3.25.

$$\frac{\partial G}{\partial n_j} = \left(\frac{e_{j^o}}{RT} \right)_c - \sum_{\varsigma=1}^l \varpi_{\varsigma} a_{\varsigma j} < 0 \quad (3.25)$$

Para considerar íons também é necessário adaptações, mas não será utilizado neste trabalho.

3.5 Propriedades termodinâmicas

3.5.1 Compostos de reação

O calor específico, a entalpia e a entropia dos compostos de reação são calculados em função da temperatura de acordo com as Eqs. 3.26, 3.27 e 3.28.

$$\frac{c_p^o}{R} = \sum a_{\varsigma} T^{q_{\varsigma}} \quad (3.26)$$

$$\frac{H^o}{RT} = \int \frac{c_p^o}{RT} dT \quad (3.27)$$

$$\frac{S^o}{R} = \int \frac{c_p^o}{RT} dT \quad (3.28)$$

onde a_{ς} pode assumir valores negativos, positivos ou zero.

Ainda é possível calcular essas propriedades por meio de constantes espectroscópicas [McBride e Gordon 1992]. Porém, o CEA usa o método dos mínimos quadrados para calcular as propriedades termodinâmicas de cada composto de reação. O método dos mínimos quadrados consiste em um polinômio de quarta ordem [Gordon e McBride 1994] e os polinômios para cada propriedade termodinâmica estão apresentados nas Eqs. 3.29, 3.30 e 3.31.

$$\frac{c_p^o}{R} = a_1 T^{-2} + a_2 T^{-1} + a_3 + a_4 T + a_5 T^2 + a_6 T^3 + a_7 T^4 \quad (3.29)$$

$$\frac{H^o}{RT} = -a_1 T^{-2} + a_2 T^{-1} \ln T + a_3 + \frac{a_4 T}{2} + \frac{a_5 T^2}{3} + \frac{a_6 T^3}{4} + \frac{a_7 T^4}{5} + \frac{a_8}{T} \quad (3.30)$$

$$\frac{S^o}{R} = -\frac{a_1 T^{-2}}{2} - a_2 T^{-1} + a_3 \ln T + a_4 T + \frac{a_5 T^2}{2} + \frac{a_6 T^3}{3} + \frac{a_7 T^4}{4} + a_9 \quad (3.31)$$

Os valores das constantes dos polinômios estão em [Gordon e McBride 1996].

3.5.2 Produtos

Por meio das tabelas de Bridgman, é possível calcular todas as primeiras derivadas termodinâmicas, que podem ser expressas por qualquer três primeiras derivadas independentes. O CEA usa a forma logarítmica das derivadas apresentadas nas tabelas de Bridgman [Gordon e McBride 1994].

O calor específico em equilíbrio possui duas componentes, uma para o congelado e outra para a reação. Já a componente de reação é a contribuição da reação química em si. A Equação 3.32 mostra o cálculo da contribuição do calor específico congelado, a Eq. 3.33 mostra o cálculo da contribuição do calor específico da reação e a Eq. 3.34 mostra o cálculo do calor específico com ambas as contribuições.

$$c_{p,fr} = \sum_{j=1}^{NS} n_j c_{p,j}^o \quad (3.32)$$

$$c_{p,r} = \sum_{j=1}^{NG} n_j \frac{H_j^o}{T} \left(\frac{\partial \ln n_j}{\partial \ln T} \right)_P + \sum_{j=NG+1}^{NS} n_j \frac{H_j^o}{T} \left(\frac{\partial n_j}{\partial \ln T} \right)_P \quad (3.33)$$

$$c_p = c_{p,fr} + c_{p,r} = \sum_{j=1}^{NS} n_j c_{p,j}^o + \sum_{j=1}^{NG} n_j \frac{H_j^o}{T} \left(\frac{\partial \ln n_j}{\partial \ln T} \right)_P + \sum_{j=NG+1}^{NS} n_j \frac{H_j^o}{T} \left(\frac{\partial n_j}{\partial \ln T} \right)_P \quad (3.34)$$

As Equações 3.32 e 3.33 foram obtidas diferenciando a Eq. 3.13, pois sabe-se que $c_p = \frac{\partial h}{\partial T}$.

Por meio da equação de estado (Eqs. 3.1 e 3.2) é possível fazer relações entre as derivadas parciais mostradas acima. As Equações 3.35 e 3.36 mostram essas relações.

$$1 + \left(\frac{\partial \ln n}{\partial \ln T} \right)_P = \left(\frac{\partial \ln V}{\partial \ln T} \right)_P \quad (3.35)$$

$$-1 + \left(\frac{\partial \ln n}{\partial \ln T} \right)_T = \left(\frac{\partial \ln V}{\partial \ln T} \right)_T \quad (3.36)$$

Em [Gordon e McBride 1994], as derivadas de n_j e n em relação a temperatura e a pressão são mais aprofundadamente discutidas.

A velocidade do som também pode ser calculada por meio de derivadas termodinâmicas. A Equação 3.37 mostra como calcular a velocidade do som por meio de derivadas primeiras termodinâmicas.

$$a = \sqrt{\left(\frac{\partial P}{\partial \rho}\right)_S} = \sqrt{\frac{P}{\rho} \left(\frac{\partial \ln P}{\partial \ln \rho}\right)_S} = \sqrt{-\frac{P}{\rho} \left(\frac{\partial \ln P}{\partial \ln V}\right)_S} \quad (3.37)$$

Das tabelas de Bridgman [Lewis e Randall 1961] é possível chegar a uma equação que relaciona os calores específicos a calor constante e a pressão constante. Essa relação é dada na Eq. 3.38.

$$\left(\frac{\partial \ln P}{\partial \ln V}\right)_S = \frac{c_p}{c_v \left(\frac{\partial V}{\partial P}\right)_T} \quad (3.38)$$

O calor específico a volume constante pode ser calculado como mostrado na Eq. 3.39.

$$c_v = \left(\frac{\partial u}{\partial T}\right)_V = c_p + \frac{\frac{PV}{T} \left(\frac{\partial \ln V}{\partial \ln T}\right)_P^2}{\left(\frac{\partial \ln V}{\partial \ln P}\right)_T} \quad (3.39)$$

onde u é a energia interna específica.

Sabendo que o expoente isentrópico é dado como mostrado na Eq. 3.40 e a razão dos calores específicos é dada pela Eq. 3.41, é possível relaciona-los por meio da Eq. 3.42 e, por fim, chegar à Eq. 3.43 que é a equação mais clássica da velocidade do som utilizada na engenharia.

$$\gamma_s \equiv \left(\frac{\partial \ln P}{\partial \ln \rho}\right)_S \quad (3.40)$$

$$\gamma \equiv \frac{c_p}{c_v} \quad (3.41)$$

$$\gamma_s = -\frac{\gamma}{\left(\frac{\partial \ln V}{\partial \ln P}\right)_T} \quad (3.42)$$

$$a = \sqrt{nRT\gamma_s} \quad (3.43)$$

É importante mencionar que as Eqs. 3.38 e 3.42 não são válidas em situações em que três fases estão presentes. Porém, neste trabalho, esta possibilidade não está sendo considerada por raramente ocorrer em MFPL.

3.6 Propriedades de transporte

3.6.1 Compostos de reação

Assim como as propriedades termodinâmicas, as propriedades de transporte são calculadas por meio do método dos mínimos quadrados. Por meio desse método, a viscosidade e a condutividade térmica podem ser calculadas de acordo com o polinômio da Eq. 3.44 [Gordon e McBride 1994], [Svehla 1995].

$$\left. \begin{array}{l} \ln \mu \\ \ln k \end{array} \right\} = A_1 \ln T + \frac{A_2}{T} + \frac{A_3}{T^2} + A_4 \quad (3.44)$$

onde μ é a viscosidade dinâmica e k é a condutividade térmica

Os valores das constantes dos polinômios estão em [Gordon e McBride 1996].

3.6.2 Produtos

Assim como o calor específico, a condutividade térmica em equilíbrio possui duas componentes, a congelada e a de reação. As Equações 3.45 e 3.46 mostram as componentes congelada e de reação, respectivamente, e a Eq. 3.47 mostra o cálculo da condutividade térmica em equilíbrio.

$$k_{fr} = \sum_{\varsigma=1}^{NM} \frac{x_{\varsigma} k_{\varsigma}}{x_{\varsigma} + \sum_{j=1; j \neq i}^{NM} x_j \psi_{\varsigma j}} \quad (3.45)$$

$$k_{re} = R \sum_{\varsigma=1}^{NR} \frac{\Delta_r H_{\varsigma}^{\circ}}{RT} k_{r,q} \quad (3.46)$$

$$k_{eq} = k_{re} + k_{fr} \quad (3.47)$$

NM é o número de compostos gasosos (tem que ser menor ou igual a 50), x_{ς} é a fração molar do composto ς relativa aos NM compostos, $\psi_{\varsigma j}$ é o coeficiente de interação entre os compostos ς e j e é expresso na Eq. 3.48, o termo $\Delta_r H_{\varsigma}^{\circ}$ é calculado de acordo com a Eq. 3.49 e o termo $k_{r,q}$ é dado pela Eq. 3.50.

$$\psi_{\varsigma j} = \left\{ \frac{1}{4} \left[1 + \left(\frac{\mu_{\varsigma}}{\mu_j} \right)^{\frac{1}{2}} \left(\frac{M_j}{M_{\varsigma}} \right)^{\frac{1}{4}} \right]^2 \left(\frac{2M_j}{M_{\varsigma} + M_j} \right)^{\frac{1}{2}} \right\} \left[1 + \frac{2,41 M_{\varsigma}^2 - 2,75 M_{\varsigma} M_j + 0,34 M_j^2}{(M - i + M_j)^2} \right] \quad (3.48)$$

$$\Delta_r H_{\varsigma}^{\circ} = \sum_{k=1}^{NM} \alpha_{\varsigma, q} H_q^{\circ} \quad ; \quad (\varsigma = 1, \dots, NR) \quad (3.49)$$

onde $\alpha_{\varsigma,\varrho}$ são coeficientes estequiométricos e se referem aos compostos ϱ na reação ς , podendo ser positivos ou negativos, diferentemente dos coeficiente estequiométricos $a_{\varsigma j}$ que se referem ao elemento químico ς nos compostos j , sendo apenas positivos.

$$\frac{\Delta_r H_\varsigma^o}{RT} = \sum_{j=1}^{NR} k_{r,i} \left[\sum_{\varrho=1}^{NM-1} \sum_{l=\varrho+1}^{NM} \left(\frac{1.52M_\varrho M_l}{\mu_{\varrho,l} (M_\varrho + M_l)} x_\varrho k x_l \right) \left(\frac{\alpha_{\varsigma,\varrho}}{x_\varrho} - \frac{\alpha_{\varsigma,l}}{x_l} \right) \left(\frac{\alpha_{j,\varrho}}{x_\varrho} - \frac{\alpha_{j,l}}{x_l} \right) \right] \quad (3.50)$$

em que ($\varsigma = 1, \dots, NR$) e NR é o número total de reações.

Já a viscosidade da mistura é dada pela Eq. 3.51.

$$\mu_{mix} = \sum_{\varsigma=1}^{NM} \frac{x_\varsigma \mu_\varsigma}{x_\varsigma + \sum_{j=1; j \neq \varsigma}^{NM} x_j \left[1 + \frac{2,41M_\varsigma^2 - 2,75M_\varsigma M_j + 0,34M_j^2}{(M-i+M_j)^2} \right]} \quad (3.51)$$

Por fim, o número de Prandtl possui uma versão congelada e uma versão em equilíbrio e são calculados pelas Eqs. 3.52 e 3.53, respectivamente.

$$\text{Pr}_{fr} = \frac{c_{p,f} \mu_{mix}}{k_{fr}} \quad (3.52)$$

$$\text{Pr}_{eq} = \frac{c_{p,eq} \mu_{mix}}{k_{eq}} \quad (3.53)$$

4 Conceitos de Propulsão

Para os cálculos e considerações feitas para o resto do trabalho a Fig. 17 será usada.

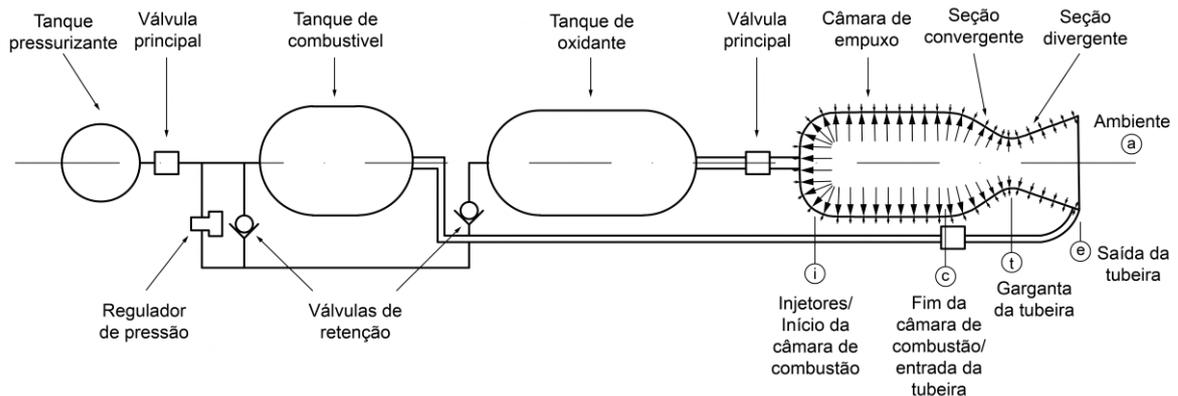


Figura 17 – Seções de um MFPL alimentado por pressão

Fonte: Autor

As suposições feitas para os cálculos de balística interna são os seguintes:

1. Lei dos gases ideais;
2. Sistema adiabático (exceto para o sistema de resfriamento);
3. Escoamento isentrópico e uni-dimensionais na tubeira;
4. Câmara de Área Finita (CAF);
5. Formas uni-dimensionais das equações da continuidade, energia e quantidade de movimento (Eqs. 4.4, 4.8 e 4.10);
6. Escoamento não isentrópico e irreversível ao longo da câmara de combustão;
7. Equilíbrio químico para a combustão;
8. Sem forças de corpo;
9. Sem efeitos viscosos (com exceção do modelo de comprimento característico e dos injetores);
10. Regime permanente;
11. Conservação de massa e de quantidade de movimento.

Lembrando que algumas das hipóteses acima são usadas para os cálculos analíticos, porém alguns efeitos são levados em conta e são usados como fatores de correção. A Seção 4.12 mostra essas correções.

4.1 Equações de continuidade, quantidade de movimento e energia

Escoamentos são governados por equações da continuidade, quantidade de movimento e energia, juntamente com uma equação de estado [Hill e Peterson 1992], [Vasil'yev e Kudryavtsev 1969]. A Equação da continuidade é expressa pela Eq. 4.1.

$$0 = \frac{d}{dt} \int_{VC} \rho dV + \int_{SC} \rho \mathbf{v} \cdot \mathbf{n}_v dA \quad (4.1)$$

onde $\mathbf{v} \cdot \mathbf{n}_v = |v| \cos \alpha_n$, em que α_n é o ângulo entre o vetor de velocidade e o vetor normal \mathbf{n} à superfície do volume de controle. Para um escoamento em regime permanente, a Eq. 4.2 mostra a equação da continuidade a partir da Eq. 4.1.

$$0 = \int_{SC} \rho \mathbf{v} \cdot \mathbf{n}_v dA \quad (4.2)$$

Assumindo escoamento unidimensional, a Eq. 4.2 pode ser reduzida à Eq. 4.3.

$$0 = \frac{d\rho}{\rho} + \frac{dA}{A} + \frac{dv}{v} \quad (4.3)$$

Simplificando a Equação 4.3, tem-se a Eq. 4.4.

$$\rho_1 A_1 v_1 = \rho_2 A_2 v_2 \quad (4.4)$$

Já a equação da quantidade de movimento pode ser expressa de acordo com a Eq. 4.5, assumindo que não há efeitos viscosos e forças de corpo.

$$\sum \mathbf{F} = \frac{d}{dt} \int_{VC} \rho \mathbf{v} dV + \int_{SC} \rho \mathbf{v} (\mathbf{v} \cdot \mathbf{n}_v) dA \quad (4.5)$$

Para um escoamento em regime permanente, a Eq. 4.5 mostra a equação da quantidade de movimento a partir da Eq. 4.6.

$$\sum \mathbf{F} = \int_{SC} \mathbf{v} \rho (\mathbf{v} \cdot \mathbf{n}_v) dA \quad (4.6)$$

A Equação 4.6 pode ser reescrita como demonstrado na Eq. 4.7.

$$\int_{SC} P dA = \int_{SC} \rho \mathbf{v} (\mathbf{v} \cdot \mathbf{n}_v) dA \quad (4.7)$$

Simplificando a Equação 4.7, tem-se a Eq. 4.8.

$$P_1 + A_1 v_1^2 = P_2 + A_2 v_2^2 \quad (4.8)$$

Por fim, a equação da energia pode ser expressa de acordo com a Eq. 4.9, assumindo regime permanente.

$$d\dot{Q} = \int_{SC} \dot{q} dA = \int_{SC} \left(h + \frac{v^2}{2} \right) \rho (\mathbf{v} \cdot \mathbf{n}_v) dA - \int_{VC} \mathbf{X} \cdot \mathbf{v} dV + d\tau_s \quad (4.9)$$

onde \dot{q} é a transferência de calor local por unidade de área por unidade de tempo, τ_s é a potência de cisalhamento líquida e \mathbf{X} é a força de corpo por unidade de volume. Assumindo, novamente, que não há forças de corpo e que não há cisalhamento no fluido, a eq. 4.9 é simplificada de acordo com a eq. 4.10.

$$h_1 + \frac{v_1^2}{2} = h_2 + \frac{v_2^2}{2} \quad (4.10)$$

4.2 Empuxo

O empuxo é definido como a força que o sistema propulsivo exerce. Por ser uma força, pode ser modelado por meio da segunda Lei de Newton, que é representada pela equação abaixo.

$$F = \frac{dm}{dt} v_e = \dot{m}_p v_e \quad (4.11)$$

onde m é a massa, \dot{m}_p é a vazão mássica de propelente e v_e é a velocidade de exaustão dos gases. Esta equação é conhecida como sendo o termo de empuxo devido à quantidade de movimento e é válida apenas quando a pressão da saída da tubeira é igual à pressão ambiente. Porém, em geral, essa condição não ocorre. Para considerar a diferença de pressão, um termo é adicionado à Eq. 4.11, que se transforma na Eq. 4.14. Este termo é derivado da Eq. 4.12 que vem da Eq. 4.6 assumindo que a superfície de controle SC está na saída da tubeira, tem-se que $SC = A_e$, $\rho = \rho_e$ e $v = v_e$. Além disso, sabendo que $(v \cdot n)$ é a velocidade na direção normal à superfície de controle, tem-se que $(v \cdot n) = v_e$. Levando em conta essas considerações, a Eq. 4.6 torna-se a Eq. 4.12.

$$\sum \mathbf{F} = \int_{A_e} \rho_e \mathbf{v}_e^2 dA \quad (4.12)$$

Assumindo que a massa específica e a velocidade são constantes e uniformes na saída e que $\sum F = F$, a Eq. 4.12 se torna a Eq. 4.13.

$$F = (P_e - P_a) A_e \quad (4.13)$$

Somando as Equações 4.11 e 4.13, a equação do empuxo, considerando os termos de quantidade de movimento e pressão, fica na forma apresentada na Eq. 4.14.

$$F = \dot{m}_p v_e + (P_e - P_a) A_e \quad (4.14)$$

onde P é a pressão, A é a área e os subscritos, conforme a Fig. 17, e é relacionado à saída e a ao ambiente. O termo adicionado é conhecido como empuxo de pressão. Uma condição interessante é quando o motor está operando no espaço, onde P_a é igual a zero. Então, a Equação 4.14 se torna a Eq. 4.15.

$$F = \dot{m}_p v_e + P_e A_e \quad (4.15)$$

A Equação 4.14 possui uma segunda forma convencional usada na literatura, em termos da velocidade efetiva de exaustão, que é expressa na Eq. 4.16.

$$F = \dot{m}_p c \rightarrow c = v_e + (P_e - P_a) A_e \dot{m}_p \quad (4.16)$$

onde c é a velocidade efetiva de exaustão.

Apesar de a Equação 4.14 ser a mais completa, forma da Eq. 4.11 é considerada a ideal para o projeto. Isso ocorre quando o projeto da tubeira permite que $P_e = P_a$. Apesar de que uma análise isolada da Eq. 4.11 leva ao entendimento de que $P_e = P_a$ leva a uma diminuição do empuxo, esta condição leva ao empuxo máximo e será explicado melhor na Seção 4.12.4.

4.3 Razão de empuxo por peso

A razão de empuxo por peso é um parâmetro utilizado para entender o quanto o empuxo sobrepõe o peso, como uma medida de qualidade do projeto. A Equação 4.17 mostra o cálculo deste parâmetro.

$$TWR = \frac{F}{g_0 M_0} \quad (4.17)$$

M_0 é a massa inicial do veículo. Para veículos espaciais o TWR é de por volta de 1,2 a 1,5 e para veículos militares é de por volta de 1,5 a 2 [Kessaev 1997].

4.4 Velocidade característica

A velocidade característica é definida como sendo um parâmetro de desempenho da mistura de propelentes, do projeto da câmara de combustão e dos injetores. A Equação 4.18 mostra o cálculo da velocidade característica.

$$C^* = \frac{P_c A_t}{\dot{m}_p} \quad (4.18)$$

onde P_c é a pressão na câmara de combustão. Uma possível interpretação física da Eq. 4.18 é a de: quanto empuxo é gerado, já que $P_c A_t$ é uma força, na garganta por vazão mássica de propelente. Com essa interpretação é possível entender que tem-se o objetivo de gerar o maior empuxo possível com a menor vazão mássica de propelente possível para diminuir peso e custos. Apesar de a C^* avaliar, também, o desempenho da câmara de combustão e os injetores, a mistura de propelente é a mais impactante. Isso prova-se pela combinação da Eq. 4.18 com equação da vazão mássica mostrada na Eq. 4.19 abaixo.

$$\dot{m}_p = A_t P_c \sqrt{\frac{[2/(\gamma + 1)]^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}{\gamma R T_c}} \quad (4.19)$$

onde γ é a razão dos calores específicos (foi melhor definido na Seção 3.5.2) dos gases da combustão, R é a constante do gás (R_u/M_w , onde R_u é a constante universal dos gases igual a 8,31446 J/(molK)) e T_c é a temperatura de chama adiabática na câmara de combustão. A combinação da Equação 4.18 com a Eq. 4.19 é mostrada na Eq. 4.20.

$$C^* = \frac{\sqrt{\gamma R T_c}}{\gamma \sqrt{\left[\frac{2}{\gamma+1}\right]^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}} \quad (4.20)$$

Analisando a Equação 4.20, observa-se que a C^* possui alta dependência dos produtos da combustão dos propelentes, pois todos os parâmetros da equação dependem dos produtos da combustão. Assim, defini-se a função de Vandekerckhove abaixo:

$$\Gamma = \sqrt{\gamma} \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (4.21)$$

Então, a Equação 4.20 é simplificada da seguinte forma:

$$C^* = \frac{\sqrt{R T_c}}{\Gamma} \quad (4.22)$$

4.5 Coeficiente de empuxo

O coeficiente de empuxo é definido como sendo um parâmetro de desempenho da parte divergente da tubeira e pode ser calculado de acordo com a Eq. 4.23.

$$c_f = \frac{F}{P_c A_t} \quad (4.23)$$

Uma possível interpretação física da Eq. 4.23 é a que: quanto o empuxo é aumentado devido à expansão dos gases dos produtos da combustão na seção divergente da tubeira. Uma versão mais completa da Equação 4.23, combinada com as Eqs. 4.11, 4.19 e 4.24, é mostrada na Eq. 4.25.

$$v_e = \sqrt{\frac{2g_0\gamma}{\gamma-1} RT_c \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} = \sqrt{2(h_c - h_e)} \quad (4.24)$$

onde P_e é a pressão na saída da tubeira.

$$c_f = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left[\frac{2}{\gamma+1} \right]^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} + \epsilon \left[\frac{P_e - P_a}{P_c} \right] \quad (4.25)$$

onde P_a é a pressão ambiente e ϵ é a razão de expansão. É importante lembrar que o CEA não leva em consideração o termo fora da raiz quadrada, logo as devidas correções devem ser feitas quando necessário.

A partir do coeficiente de empuxo, a equação do empuxo pode ser reescrita como mostrado na Eq. 4.26.

$$F = P_c A_t c_f = c_f C^* \dot{m}_p \quad (4.26)$$

A Equação 4.26 mostra como o c_f representa o aumento de empuxo devido a seção divergente da tubeira, pois o termo, como já explicitado na Seção 4.4, $P_c A_t$ representa o empuxo até a garganta e o c_f é um termo multiplicativo do empuxo gerado na garganta. A Figura 18 mostra de forma mais ilustrativa como o empuxo é gerado na garganta e na saída da tubeira.

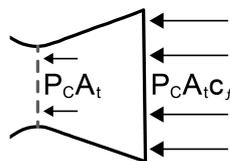


Figura 18 – Empuxo na garganta e na saída da tubeira

Fonte: Autor

Por meio da Equação 4.26, é possível entender melhor a afirmação feita anteriormente de que $P_e = P_a$ é a condição ideal. O termo $\epsilon \left[\frac{P_e - P_a}{P_c} \right]$ do c_f mostra que quanto menor é o P_e , menor é o empuxo e a razão de expansão deve ser menor. Já quanto maior é o P_e , o termo $1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$ decresce o empuxo, apesar de o termo $\epsilon \left[\frac{P_e - P_a}{P_c} \right]$ aumentar. Por fim, se $P_e = P_a$, o último termo do coeficiente de empuxo é igualado à zero, mas o termo da raiz quadrada é maximizado. A Figura 19 mostra a variação do coeficiente de empuxo com a altitude, por consequência com a pressão ambiente, considerando a diferença de pressão no coeficiente de empuxo.

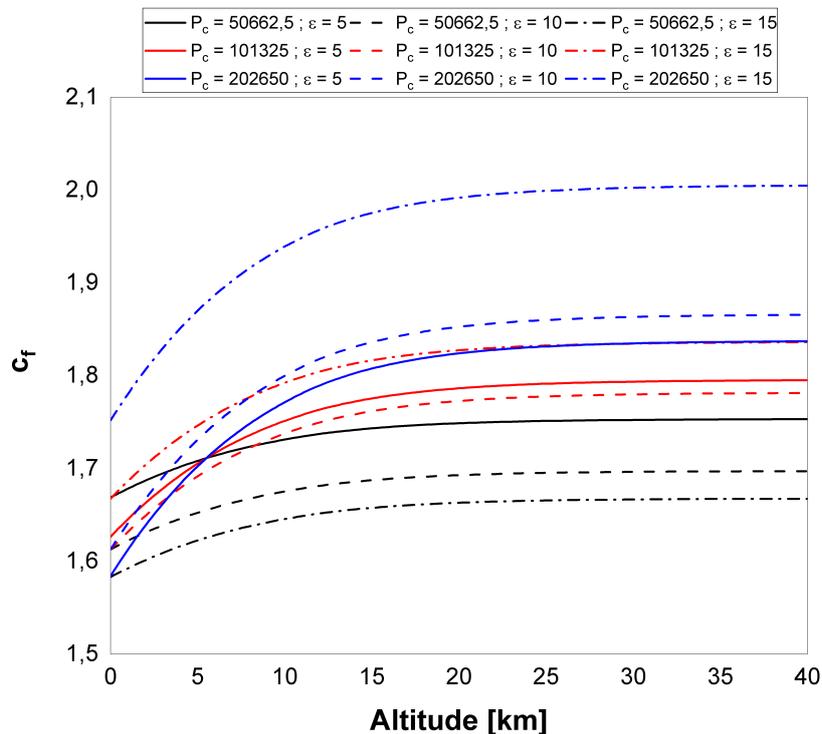


Figura 19 – Variação do coeficiente de empuxo com a altitude considerando diferença de pressão entre a saída da tubeira e a ambiente (Pressão em Pa)

Fonte: Autor

Como é possível observar no gráfico da Fig. 19, o c_f , e conseqüente mente o empuxo, aumentam com a altitude, pois a pressão ambiente diminui. O gráfico foi feito assumindo γ e P_c constantes de 1,14 e 60 bar, respectivamente.

Porém, apesar de parecer que o ideal é aumentar a pressão de saída, existem desvantagens ao fazer isso, como perda de empuxo devido a geração de componentes em outras direções em detrimento da expansão da pluma de exaustão, e diminuir a pressão de saída abaixo da ideal também traz perdas, como devido à onda de choques. A Seção 4.12.4 explicará mais em detalhes.

4.6 Impulso total e impulso específico

O impulso total é definido como sendo o empuxo integrado com o tempo de operação do motor, como mostrado na Eq. 4.27.

$$I_t = \int_0^{t_b} F dt \quad (4.27)$$

onde t é o tempo. Se o empuxo é constante, a Eq. 4.27 se torna $I_t = Ft$.

O impulso específico, como já mostrado na Equação 1.3 (Seção 1), é um parâmetro de desempenho do sistema propulsivo e é definido, de forma mais completa à apresentada na Eq. 1.3, como o impulso total dividido pela vazão mássica integrada pelo tempo e é mostrado na Eq. 4.28.

$$I_{sp} = \frac{\int_0^{t_b} F dt}{\int \dot{m}_p dt} \quad (4.28)$$

A Equação 4.28 mostra, então, um impulso específico médio. É importante notar que a dimensão da Equação 4.28 é dada em m/s, o que está em discordância com a da Eq. 1.3, dada em s. Isso ocorre, pois existe uma convenção na literatura estadunidense e europeia em dividir o impulso específico por g_0 para obtê-lo em segundos. Na literatura russa, porém, é mais comum encontrar em m/s. Então, dividindo a Eq. 4.28 por g_0 obtêm-se em segundos.

Uma relação entre a C^* e o I_{sp} , por meio do c_f , pode ser feita combinando as Eqs. 1.3, 4.18 e 4.26, e essa relação é mostrada na Eq. 4.29.

$$I_{sp} = \frac{C^* c_f}{g_0} \quad (4.29)$$

A Equação 4.29 pode ser reescrita da seguinte forma:

$$I_{sp} = \frac{v_e}{g_0} + \frac{(P_e - P_a) A_e}{\dot{m} g_0} \quad (4.30)$$

Uma análise da influência direta da altitude no empuxo e no impulso específico, por meio das Eqs. 4.29 e 4.26, pode ser feita e é mostrada na Fig. 20.

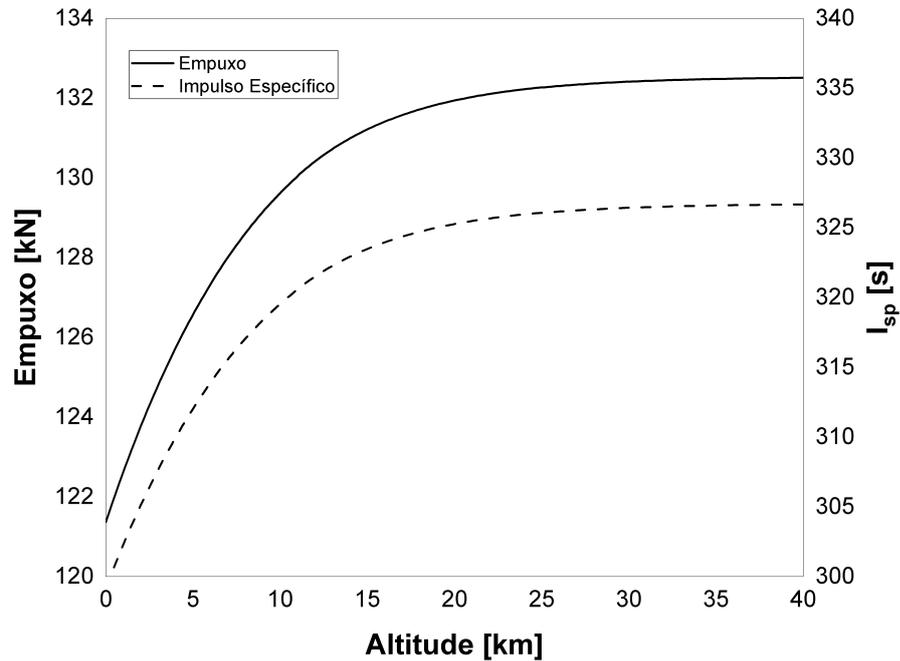


Figura 20 – Variação do empuxo e do I_{sp} com a altitude

Fonte: Autor

O gráfico da Figura 20 foi feito assumindo γ , P_c , ϵ e P_e constantes de 1,14, 60 bar, 9,32 e 1 bar, respectivamente.

4.7 Relações termodinâmicas de processo isentrópico e razões de áreas na tubeira

Relembrando a segunda Lei da termodinâmica para um sistema reversível, a Eq. 4.31 representa a definição da entropia.

$$dS \equiv \left(\frac{dQ}{T} \right)_{rev} \quad (4.31)$$

onde dS é a variação de entropia, dQ é transferência de calor à uma temperatura T .

Assumindo que o sistema é reversível e que as propriedades são uniformes (de acordo com as hipóteses do motor de foguete ideal), e escrevendo as propriedades por unidade de massa, a Eq. 4.31 se torna a Eq. 4.32.

$$Tds = du + Pd(1/\rho) \quad (4.32)$$

onde du é a variação de energia interna e $d(1/\rho)$ é a variação de volume específico. Por meio da hipótese de gás ideal, define-se os calores específicos na Eq. 4.33 (já havia sido apresentada na Seção 3.5.2, mas na forma de derivadas parciais), a relação entre os calores específicos na Eq. 4.34 e a razão dos calores específicos já mostrada na Eq. 3.41.

$$c_v = \frac{du}{dT} \quad ; \quad c_p = \frac{dh}{dT} \quad (4.33)$$

$$R = c_p - c_v \quad (4.34)$$

Por meio das definições feitas acima, é possível chegar na Eq. 4.35.

$$ds = c_p \frac{dT}{T} - R \frac{dP}{P} \quad (4.35)$$

Integrando a Equação 4.34 assumindo calor específico constante, de acordo com a hipótese de processo isentrópico, a relação entre temperatura, pressão e massa específica é expressa na Eq. 4.36.

$$(P_0/P) = (T_0/T)^{\gamma/\gamma-1} = (\rho_0/\rho)^\gamma \quad (4.36)$$

onde o subscrito 0 se refere à propriedade de estagnação.

As Equações 4.37, 4.38 e 4.39 mostram como calcular as razões de temperatura de estagnação por temperatura absoluta, pressão de estagnação por pressão absoluta e massa específica de estagnação por massa específica absoluta, respectivamente.

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{(\gamma - 1) M^2}{2} \quad (4.37)$$

$$\frac{P_0}{P} = \left[1 + \frac{(\gamma - 1) M^2}{2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (4.38)$$

$$\frac{\rho_0}{\rho} = \left[1 + \frac{(\gamma - 1) M^2}{2} \right]^{\frac{1}{\gamma-1}} \quad (4.39)$$

A razão de áreas pode ser expressa, de forma geral, como explicitado na Eq. 4.40.

$$\frac{A_x}{A_y} = \frac{M_y}{M_x} \sqrt{\frac{\left[1 + \left(\frac{\gamma-1}{2} \right) M_x^2 \right]^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}{\left[1 + \left(\frac{\gamma-1}{2} \right) M_y^2 \right]^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}} \quad (4.40)$$

onde M é o número de Mach, definido na Eq. 4.41, e os subscritos x e y são quais quer pontos na tubeira.

$$M = \frac{v}{a} = \frac{v}{\sqrt{\gamma RT}} \quad (4.41)$$

Observa-se que a equação para a velocidade do som apresentada acima é diferente à apresentada na Eq. 3.43, porém a forma apresentada na Eq. 4.41 é a mais utilizada em problemas de dinâmica dos gases e a outra é mais utilizada em problemas de equilíbrio químico. Apesar disso, elas são equivalentes.

A razão de contração é definida como o quanto a área da seção convergente diminui em comparação com a área da entrada da tubeira (área da câmara de combustão) e é expressa pela equação 4.42.

Adaptando a Equação 4.40 de forma a fazer a igualdade $M_y = 1$, implica em dizer que $A_y = A_t$ e sendo assim, a Eq. 4.40 torna-se a Eq. 4.42, que é a razão de contração.

$$\epsilon_c = \frac{A_c}{A_t} = \frac{1}{M_c} \sqrt{\left[\frac{1 + \left(\frac{\gamma-1}{2}\right) M_c^2}{1 + \left(\frac{\gamma-1}{2}\right)} \right]^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \quad (4.42)$$

A razão de expansão é definida como o quanto a área da seção divergente aumenta em comparação com a área da garganta e é expressa pela equação 4.43, que também é uma adaptação da Eq. 4.40.

$$\epsilon = \frac{A_e}{A_t} = \frac{1}{M_e} \sqrt{\left[\frac{1 + \left(\frac{\gamma-1}{2}\right) M_e^2}{1 + \left(\frac{\gamma-1}{2}\right)} \right]^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \quad (4.43)$$

Analisando as relações termodinâmicas de processo isentrópico e as razões de áreas na tubeira discutidas acima, um gráfico pode ser plotado de forma a entender melhor como as propriedades variam com o número de Mach na Fig. 21.

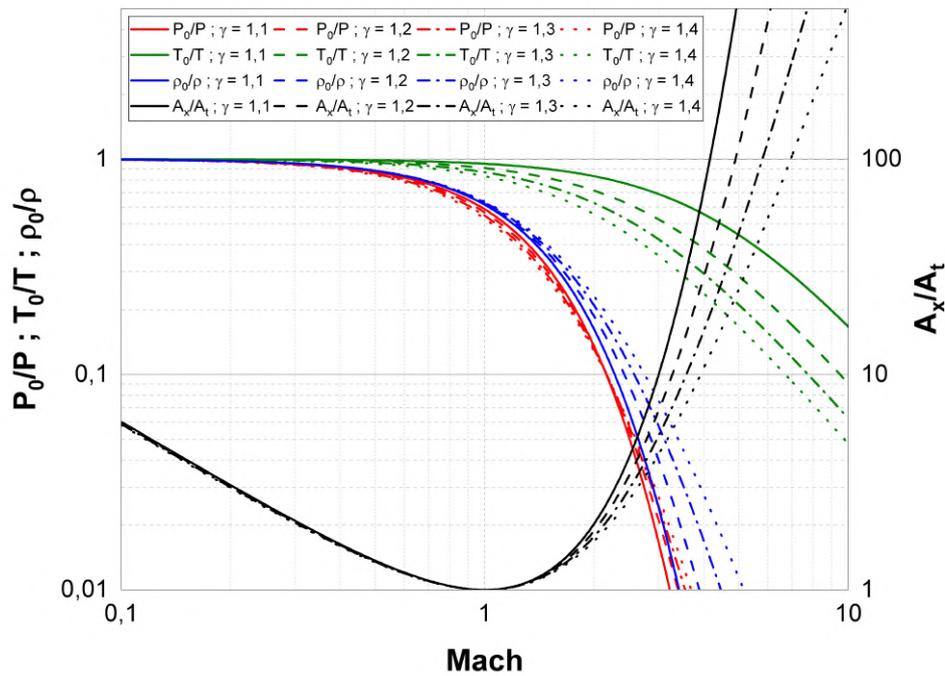


Figura 21 – Variação das relações termodinâmicas de processo isentrópico e razões de áreas na tubeira em função do número de Mach

Fonte: Autor

A análise em função do número de Mach na Fig. 21 é relevante, pois este varia ao longo da câmara de empuxo. Desta forma, sabe-se que a garganta da tubeira está em $M = 1$, a câmara de combustão e a seção convergente obtém-se $M < 1$ e a seção divergente da tubeira obtém-se $M > 1$.

Por meio da Equação 4.38, a razão de pressão de estagnação entre a entrada da tubeira e logo após o injetor pode ser derivada assumindo a condição de escoamento invíscido em uma área constante com variação de temperatura de estagnação e que $M_i \ll 1$ [Hill e Peterson 1992] e é expressa na Eq. 4.44.

$$\frac{P_{0c}}{P_{0i}} = \frac{\left[1 + \left(\frac{\gamma-1}{2} M_c^2\right)\right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}{1 + \gamma M_c^2} \quad (4.44)$$

Usando as Equações 4.44 e 4.42, uma análise de variação da razão de pressão de estagnação e do número de Mach com a razão de contração pode ser feita. Esse tipo de análise é importante para o projeto da câmara de combustão e da tubeira. A Figura 22 mostra esse estudo.

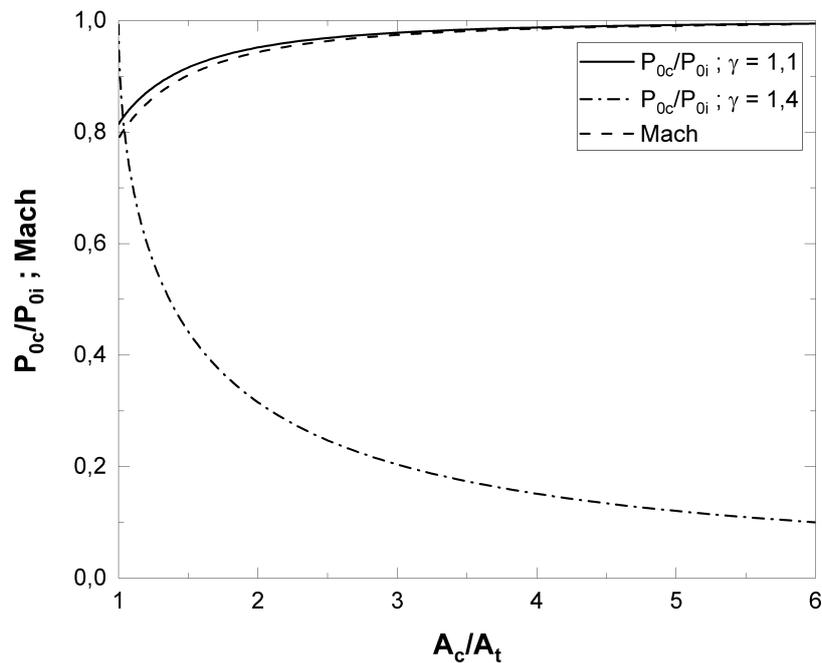


Figura 22 – Variação da pressão de estagnação e do número de Mach em função da razão de contração

Fonte: Autor

A partir da Figura 22 é possível perceber que quanto maior a razão de contração, menor a queda de pressão entre o injetor e a entrada da tubeira. Porém, não é viável usar altas razões de contração, pois o diâmetro da câmara de combustão aumenta. Em geral, os valores mais comuns de razão de contração encontrados em motores de foguete a propelente líquido estão entre 2 e 3 [Hill e Peterson 1992], [Hugh 1995], [Volkov E. B. & Golovkov 1970].

4.8 Considerações à seleção de propelente

Como já dito na Introdução (Seção 1), o foguete deve ter baixo custo, baixo peso, alta segurança, alta confiabilidade, alta eficiência e baixa complexidade. Essas características se estendem aos motores. Levando esses pontos em consideração, deve-se selecionar propelentes que proporcionem esses requisitos. Propelente é definido como sendo a mistura de combustível e oxidante (Propelente = Combustível + Oxidante).

Além disso, existem alguns fatores inerentes à escolha de propelente. Esses fatores, de acordo com [Sutton e Biblarz 2010], são:

- Desempenho: Como já discutido, os propelentes devem prover alto desempenho para diminuir os custos e o peso. A Figura 23 mostra uma comparação entre desempenho

e custo de algumas misturas bipropelentes;

- Riscos:
 - Corrosão: alguns propelentes, como o tetróxido de nitrogênio (NTO), ácido nítrico e peróxido de hidrogênio (HTP, do inglês *High Test Peroxide*, que é um peróxido de hidrogênio de alta concentração), são corrosivos e precisam de cuidados e materiais especiais para usa-los;
 - Explosão: alguns propelentes, como o HTP e o nitrometano, são instáveis e possuem o risco de explosão devido a impurezas, temperaturas e impactos;
 - Incêndio: alguns oxidantes podem iniciar reações químicas com vários outros componentes (em alguns casos espontaneamente). Além disso, alguns combustíveis sofrem ignição quando expostos ao ar e calor;
 - Derramamento: o transporte dos propelentes podem causar acidentes até mesmo nas estradas e em instalações de lançamento e testes quando derramados;
 - Saúde: Muitos propelentes são tóxicos ou venenosos. Flúor, ácido nítrico, anilina, ozônio, hidrazina (e seus derivados) e outros, podem causar queimaduras, câncer, intoxicação, irritações na pele e no olho, entre outros riscos;
 - Compatibilidade química: Os propelentes devem ser compatíveis com os materiais utilizados no motor, pois podem causar decomposição ou catalisação. HTP e óxido nitroso, por exemplo, precisam de um cuidado maior nesse quesito;
- Propriedades físicas;
 - Ponto de fusão: baixo ponto de fusão permite que os motores possam operar em ambientes frios;
 - Massa específica: como já discutido anteriormente, os propelentes devem ter alta massa específica para diminuir o peso estrutural e o arrasto do veículo. A Tabela 10 mostra valores de massa específica para alguns propelentes;
 - Estabilidade: os propelentes não podem deteriorar, decompor ou absorver impurezas quando em estocagem ou operação;
 - Propriedades de transferência de calor: propelentes usados para resfriamento da câmara de empuxo devem ter alto calor específico, alta condutividade térmica e alto ponto de ebulição;
 - Propriedades de bombeamento: os propelentes devem ter baixa pressão de vapor para, além de facilitar o manuseio, reduzir a cavitação. A viscosidade também deve ser baixa para facilitar que o propelente seja levado para a câmara de empuxo;

- Variação das propriedades físicas com a temperatura: a variação das propriedades físicas com a temperatura deve ser baixa, pois o motor deve manter as suas características propulsivas em uma ampla variação de temperatura, pois o sistema propulsivo tem que ser capaz de operar satisfatoriamente em qualquer lugar do planeta;
- Ignição, combustão e propriedades de chama: a adição de um ignitor depende da escolha dos propelentes, pois se os propelentes são hipergólico não há necessidade de um sistema de ignição, simplificando os sistema propulsivo. Algumas combinações de propelente também provém combustão instável. E algumas misturas formam chamas mais brilhantes e com mais fumaça, isso não é desejável para missões militares, pois deseja-se baixa rastreabilidade do veículo;
- Variação das propriedades e especificações: as propriedades e a qualidade dos propelentes não podem variar de lote para lote, pois o desempenho do motor não pode ser afetado;
- Aditivos: a adição de aditivos pode ajudar na redução do ponto de fusão, podem tornar certas misturas hipergólicas, diminuir instabilidades de combustão ou aumentar o desempenho do motor;
- Econômicos: Os propelentes em si devem ter baixo custo e devem ter alta disponibilidade ou ter sua logística de produção rentável. A Figura 23 mostra os custos de algumas misturas.

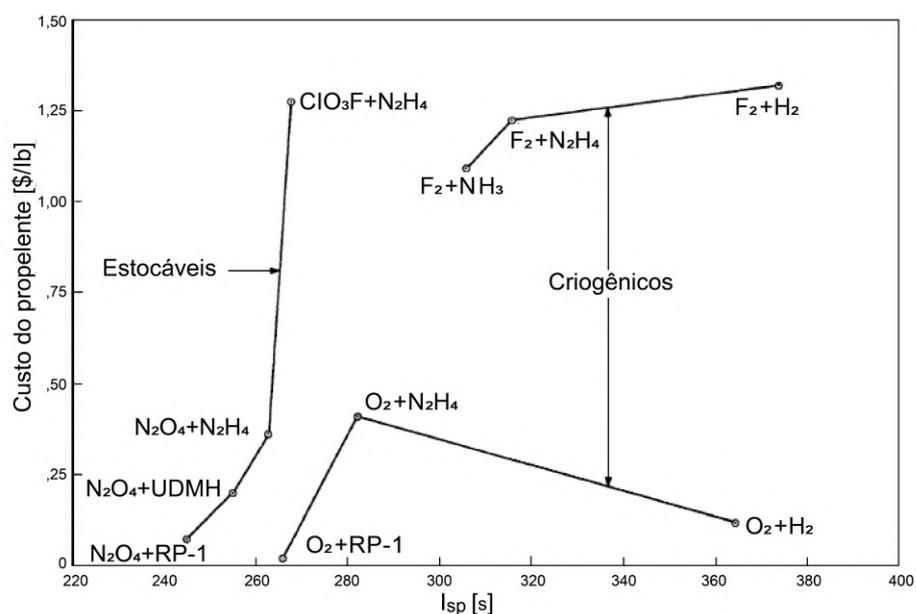


Figura 23 – Análise de desempenho e custo de misturas bipropelentes

Fonte: Adaptado de [Penner e Ducarme 1960]

Por meio da Figura 23 é possível notar misturas criogênicas com oxigênio são mais rentáveis, pois o custo é baixo e o desempenho é alto. Apesar disso, é necessário levar em conta os custos devido à produção dos propelentes e os equipamentos que devem resistir temperaturas criogênicas.

Primeiramente uma análise de desempenho é feita. Dois estudos são feitos neste trabalho em termos de desempenho, o primeiro com a massa específica média e o impulso específico e a segunda por meio da velocidade característica.

A Equação 4.45 mostra o cálculo da massa específica média para a análise de desempenho.

$$\rho_{avg} = \frac{\rho_o \rho_f (1 + O/F)}{\rho_f O/F + \rho_o} \quad (4.45)$$

onde O/F é a razão de mistura, representada pela razão entre a vazão mássica de oxidante e a vazão mássica de combustível, e os subscritos o e f se referem ao oxidante e ao combustível, respectivamente.

O produto da massa específica média com o impulso específico, é definido o impulso específico de massa específica, representado por I_d e calculado pela Eq. 4.46 e pode ser usado para seleções preliminares de possíveis combinações de propelentes.

$$I_d = I_{sp} \rho_{avg} \quad (4.46)$$

Por meio da Equação 4.45 é possível analisar a variação do impulso específico de massa específica com a massa específica média. A análise por meio do impulso específico de massa específica é mais relevante na determinação da mistura de propelente, pois além de avaliar o impulso específico, ele leva em consideração a massa específica. Incluir este parâmetro na determinação da mistura de propelente é de fundamental importância, já que, como será mostrado em breve, algumas combinações de propelente podem gerar impulsos específicos altos, porém não é viável usa-los se a massa específica é baixa. Como explicitado anteriormente, propelentes com baixa massa específica levam à tanques maiores e mais pesados.

Como deseja-se possuir o maior I_d , o ideal é utilizar um combustível e um oxidante com a maior massa específica possível e que provém o maior impulso específico possível.

Os gráficos da Figuras 24, 25 e 26 mostram essa análise para combinações bipropelentes de baixa, média e alta massa específica média, respectivamente.

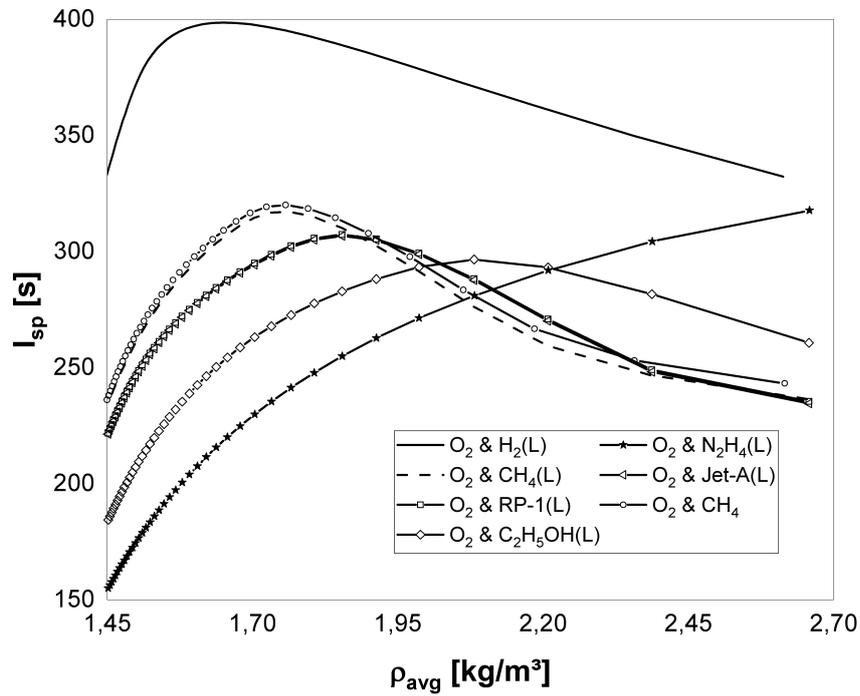


Figura 24 – Análise de desempenho para propelentes de baixa massa específica

Fonte: Autor

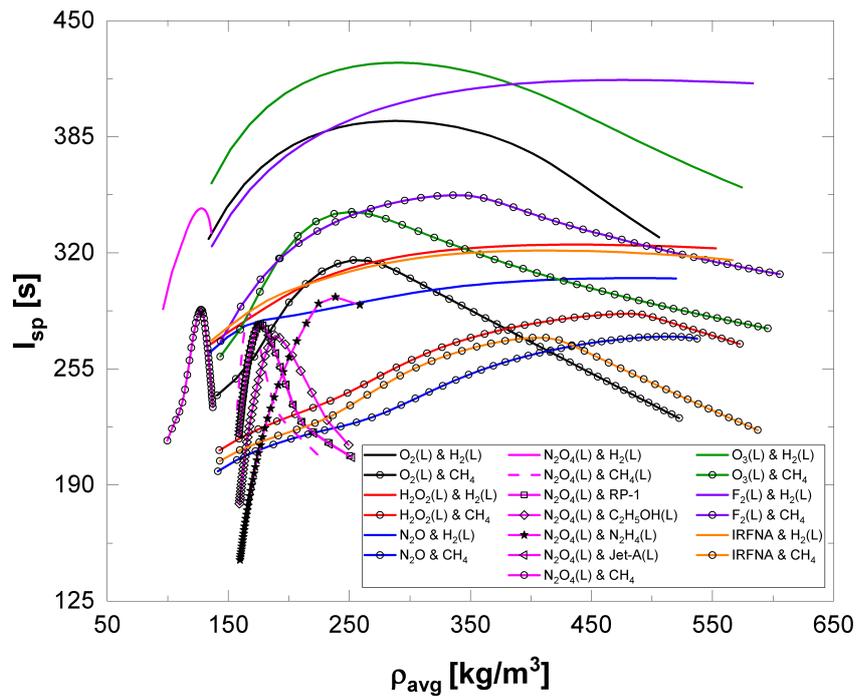


Figura 25 – Análise de desempenho para propelentes de média massa específica

Fonte: Autor

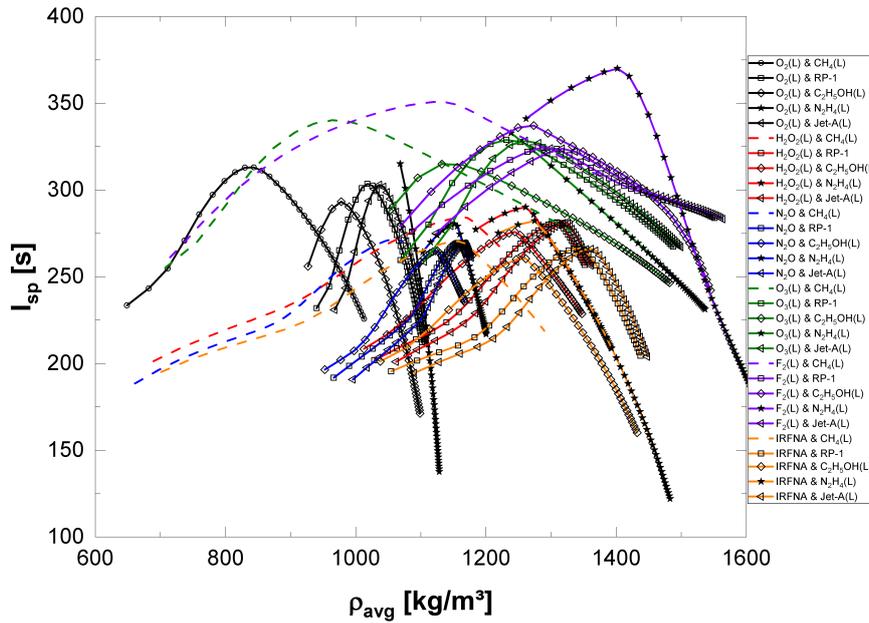


Figura 26 – Análise de desempenho para propelentes de alta massa específica

Fonte: Autor

Os gráficos acima foram feitos com uma $P_c=60$ bar, $P_e=0,75$ bar e temperatura ambiente, com exceção dos criogênicos que foram em suas respectivas temperaturas de ebulição.

As combinações de propelentes mostradas nas figuras acima são algumas das mais utilizadas ou que demonstram desempenho competitivo. Analisando os gráficos, percebe-se que os da Fig. 26 possui os propelentes mais viáveis, em termos de desempenho e massa específica média. Além disso, as combinações que possuem maior relação entre impulso específico e ρ_{avg} são as que possuem o F_2 como oxidante.

Já para a segunda análise de desempenho, a Eq. 4.20 mostra que a massa molar deve ser baixa, a temperatura de chama adiabática deve ser alta e o γ deve ser baixo. A temperatura pode ser relacionada com o calor específico, como já mencionado na Seção 3.5.2 e na Eq. 4.33, e quanto menor o calor específico, maior é a temperatura e maior é o calor liberado na combustão.

Logo:

$$C^* \uparrow \begin{cases} T_c \uparrow \\ M_w \downarrow \\ \gamma \downarrow \\ c_p \downarrow \\ Q \uparrow \end{cases} \quad (4.47)$$

No ponto de vista de massa molecular, uma análise com a massa atômica pode ser feita e extrapolada para a massa molecular. Para isso, as Tabelas 8 e 9 mostram os compostos químicos com massas atômicas mais baixas. As Tabelas 8 e 9 também mostram os valores de calores específicos.

Tabela 8 – Massa atômica e calor específico de elementos químicos

Elemento Químico	H ₂	He	Li	Be	Bo	C	N	O
Massa Atômica	2	4	6,9	9	10	12	14	16
c_p [J/kg°C]	14304	5193	3582	1020	960	717	1040	918

Fonte: [ToolBox 2021]

Tabela 9 – Continuação da Tabela 8

Elemento Químico	F	Ne	Na	Mg	Al	Si	P	S	Cl
Massa Atômica	19	20	23	24	27	28	31	32	35,5
c_p [J/kg°C]	820	1030	1260	1050	897	705	800	700	480

Fonte: [Lide 2003], [ToolBox 2021]

É importante lembrar que os valores de calor específico na Eq. 4.33 é dos produtos da reação e nas Tabs. 8 e 9 são apenas dos elementos químicos, mas da uma ideia se o calor específico será alto ou baixo.

Por meio das Tabelas 8 e 9 é possível verificar que elementos químicos com baixo número atômico aparentam ser bons candidatos à propelentes, pois possuem baixa massa atômica. Porém, elementos como o nitrogênio, neônio e hélio não podem ser utilizados como propelentes de MFPL, pois são inertes. Apesar de o nitrogênio ser inerte, ele pode fazer ligações com outros elementos como o oxigênio e o hidrogênio.

Já elementos como o lítio, berílio, alumínio, magnésio e sódio são metais, logo são mais utilizados em MFPS ou em MFPL tripropelentes, mas neste trabalho um motor bipropelente será desenvolvido. O boro é um semimetal e segue a mesma característica do lítio, berílio, alumínio e magnésio. O silício não é reativo, então não pode ser utilizado. O enxofre não é utilizado, apenas em casos raros em MFPS. Logo, apenas o hidrogênio, o carbono, o oxigênio, o flúor e o fósforo aparentam ser bons candidatos à propelente, levando em conta a massa atômica, ou massa molecular.

Dos elementos que restaram, o fósforo e o flúor são muito reativos e perigosos, logo, mesmo a Fig. 26 mostrando que o F₂ é um candidato promissor, este é descartado.

Por fim, o C possui baixa massa atômica e possui baixo c_p . Além disso, o carbono é muito presente na classe de propelentes conhecida como hidrocarbonetos, pois se liga com o hidrogênio e o oxigênio.

Então, os candidatos mais promissores a elementos que compõem propelentes químicos são o H_2 , C e N.

Como o γ precisa ser baixo, quanto mais complexa a molécula, menor o γ . Essa relação é dada pela Eq. 4.48.

$$\gamma = \frac{c_p}{c_v} \equiv 1 + \frac{2}{d_{of}} \quad (4.48)$$

onde d_{of} é o número de graus de liberdade da molécula. Quanto mais complexa é a molécula, maior é o grau de liberdade dela, diminuindo a razão dos calores específicos. Por exemplo, uma molécula monoatômica possui 3 graus de liberdade, logo seu γ é igual a 1,67. Já no caso de uma molécula diatômica, para baixas temperaturas o seu número de graus de liberdade é 5 e o γ é de 1,4, mas para altas temperaturas obtém-se 7 e 1,28, respectivamente. Com isso, é possível analisar novamente a Tab. 4 e perceber quais propelentes tem a menor razão de calores específicos apenas por sua equação química. Apesar disso, a variação dos valores de γ é pequena e seu impacto nos parâmetros de desempenho é baixo, quando comparado com outros parâmetros mostrados na Eq. 4.47.

Outra alternativa para avaliar o calor liberado pela reação de combustão é por meio da entalpia de formação. A entalpia de formação é definida como sendo a energia necessária para formar uma substância no estado padrão a temperatura de 25 °C. [Penner e Ducarme 1960]. A Equação 4.49 mostra o cálculo do calor liberado pela combustão em função das entalpias de formação.

$$Q = - \left[\sum p_{\zeta} \Delta H_{f, \zeta}^{\circ} - \sum r_i \Delta H_{f, \zeta}^{\circ} \right] \quad (4.49)$$

onde p_{ζ} é o número de moléculas de cada molécula ζ dos produtos, r_{ζ} é o número de moléculas de cada molécula ζ dos reagentes e $H_{f, \zeta}^{\circ}$ é a entalpia de formação no estado padrão a 25°C. Analisando a Equação 4.49, para que a reação seja altamente exotérmica, os valores de entalpia de formação dos produtos precisam ter o valor mais baixo possível e negativo e os valores de entalpia de formação dos reagentes (propelentes) devem ser os maiores possíveis.

A Tabela 10 mostra as entalpias de formação da maioria dos propelentes mostrados na Tab. 4. Além disso, a massa específica também é mostrada por se tratar de um parâmetro importante para a seleção, como já discutido anteriormente.

Tabela 10 – Entalpia de formação, calor específico e massa específica dos principais combustíveis e oxidantes

Comb.	ΔH_f^o [kJ/mol]	ρ [kg/m ³]	Ox.	ΔH_f^o [kJ/mol]	ρ [kg/m ³]
C ₆ H ₅ NH ₂	31,6	1020	ClF ₃	-189,5	1770
C ₂ H ₅ OH	-277,6	788,3	H ₂ O ₂	-187,8	1442,5
N ₂ H ₄	50,6	1003,6	N ₂ F ₄	-8,4	1600
B ₅ H ₉	42,7	600	N ₂ O ₄	-19,5	1450
RP-1	-22,72	799	F ₂	0	1696
NH ₃	-45,9	0,696	LOx	0	1405
LH ₂	0	71	GOx	0	1,33
GH ₂	0	0,082	O ₃	142,7	1614
CH ₄	-74,6	75	HNO ₃	-174,1	1550
LCH ₄	-74,6	453	F ₂ O ₂	19,2	1450
			F ₂ O	-163,2	1900
			N ₂ O	81,6	1222

Fonte:[Lide 2003], [NIST 2021], [ToolBox 2021], [Wang 2000]

A Tabela 10 foi construída com os valores de massa específica para a fase líquida, com exceção do óxido nitroso que é a massa específica de mistura e dos propelentes que são gasosos. Analisando a Tabela 10, percebe-se que existe uma variação considerável de entalpia de formação entre os propelentes, com destaque para o C₆H₅NH₂, N₂H₄, B₅H₉, O₃, F₂O₂, N₂O que possuem alta ΔH_f^o em comparação com os outros propelentes. Apesar disso, apenas o N₂O não é tóxico, explosivo ou corrosivo. O LH₂, o GH₂, o F₂, o LOx e o GOx possuem ΔH_f^o igual a zero e são amplamente utilizados na indústria, com exceção do F₂, como já discutido anteriormente.

Já em termos de massa específica, os propelentes que mais se destacam são o ClF₃, o N₂F₄, o F₂, o O₃ e o F₂O com $\rho \geq 1600$ kg/m³. Porém, nenhum deles são seguros no ponto de vista de operação. Já a massa específica do N₂O pode variar relativamente muito com a temperatura e a fração de vapor e líquido dentro do tanque de oxidante. Isso se deve ao fato de que o óxido nitroso é um oxidante auto-pressurizante e bifásico.

A partir das Tabelas 4, 8, 9 e 10 e das Figuras 24, 25 e 26, a Tab. 11 mostra os propelentes que atendem os requisitos e características desejáveis citados acima.

Tabela 11 – Propelentes considerados para o motor

Combustíveis	Oxidantes
Etanol (C ₂ H ₅ OH)	LOx (O ₂)
RP-1 (C _n H _{1,953n})	GOx (O ₂)
LH ₂ (H ₂)	Óxido Nitroso (N ₂ O)
Metano (CH ₄)	Nytrox (N ₂ O + x% O ₂)
Metano Líquido (CH ₄)	

Fonte: Autor

Outros álcoois podem ser utilizados, como o metanol e o propanol, mas o etanol é o mais utilizado. Além de ser o mais utilizado, o etanol possui mais dados e informações na literatura, é o mais acessível e o menos custoso.

4.9 Razão de mistura e razão de equivalência

A razão de mistura, como já definido na Seção 4.8, é a razão da vazão mássica de oxidante pela vazão mássica de combustível. A definição da razão de mistura deve levar em conta todos os requisitos de desempenho do motor e, em alguns casos, as limitações tecnológicas.

Um parâmetro mais utilizado no estudo da combustão é a razão de equivalência. Essa razão indica quantitativamente o quanto a mistura é rica, pobre ou estequiométrica [Turns 2012]. Uma mistura rica significa que é rica em combustível, ou seja, a vazão mássica de combustível é maior que a estequiométrica. Já uma mistura pobre é o oposto. As Equações 4.50 e 4.51 mostram formas de calcular a razão de equivalência, que é função da razão de mistura.

$$\phi = \frac{(O/F)_{stq}}{(O/F)} \quad (4.50)$$

$$\phi = \frac{(F/O)}{(F/O)_{stq}} \quad (4.51)$$

Na figura acima, F/O é o inverso de O/F , ou seja, $F/O = (O/F)^{-1} = \dot{m}_f/\dot{m}_o$. Analisando as Equações 4.50 e 4.51, percebe-se que quando $\phi > 1$ a mistura é rica. Já quando $\phi < 1$ a mistura é pobre e quando $\phi = 1$ a mistura é estequiométrica.

Como já visto na Seção 3, a mistura que entra em combustão altera parâmetros como a temperatura de chama adiabática, a massa molar dos gases, a razão dos calores específicos, entre outros. Sabendo disso e analisando as Eqs. 4.20 e 4.47, conclui-se que a O/F , ou a ϕ , impacta diretamente no desempenho e nos produtos da reação. O gráfico da Figura 27 mostra como a variação da razão de equivalência, ou a razão de mistura, impacta no desempenho do motor e nos produtos da combustão.

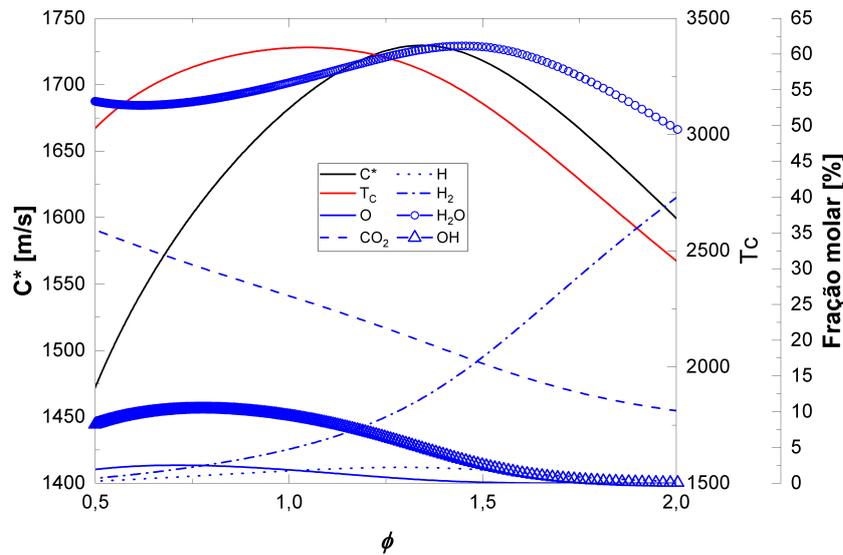


Figura 27 – Influência da ϕ sobre o desempenho e os produtos da reação

Fonte: Autor

O gráfico acima foi feito para uma mistura de etanol (Etanol - C_2H_5OH) e LOx à uma pressão de 40 bar. Como pode ser analisado, a temperatura máxima é atingida em $\phi = 1$ e a velocidade característica máxima é atingida em por volta de $\phi = 1,3$ (varia em alguns casos entre 1,05 e 1,35). Esta diferença é explicada devido à dissociação dos produtos de combustão (que é máxima em $\phi = 1,3$ para o caso da Fig. 27) que diminui a massa molecular dos gases, aumentando o desempenho. Porém, para obter o maior desempenho a T_c é de por volta de 3280 K. Esta temperatura é relativamente alta e o material da parede da câmara de combustão e o sistema de resfriamento devem ser capazes de resistir a essa temperatura, mas em alguns casos (países ou empresas) ainda não se desenvolveu a tecnologia com essas capacidades, logo a razão de mistura deve ser alterada e um balanço deve ser feito entre temperatura e desempenho.

Além disso, a razão de equivalência para atingir a velocidade característica máxima e para atingir o impulso específico máximo são diferentes. Para análises como a mostrada na Figura 27, faz mais sentido verificar o ϕ que possibilita o maior C^* , pois a velocidade característica tem menor dependência da pressão na câmara. Porém, para análises mais completas, analisar o I_{sp} é mais recomendado, pois o desempenho do motor inteiro é a que é importante no projeto. Porém, o impulso específico tem maior dependência da pressão na câmara, como mostrado na Seção 4.5.

Apesar de parecer sempre ideal utilizar uma mistura rica em combustível, para atingir o desempenho máximo, também há outros fatores a serem analisados e será melhor discutido na Seção 5.4.

Ainda existem outros produtos da reação mostrada na Fig. 27, porém são uma

fração molar muito pequena, em comparação às mostradas, e dificultaria a visibilidade no gráfico, por isso não estão sendo mostradas.

4.10 Definição da pressão na câmara

A pressão na câmara deve ser a maior possível, pois o impulso específico aumenta e o volume da câmara diminui. Além disso, apesar de a espessura da parede da câmara ter que aumentar, o peso que é retirado do sistema propulsivo e do veículo, devido ao menor tamanho da câmara de combustão, dos tanques e do menor volume de propelente necessário, diminui [Kessaev 1997], [Gahun D. D. D. & Baulin 1989], [Gontijo M S & Fischer 2020], [Gontijo M S & Fischer 2021]. O volume necessário de propelente é menor, pois o impulso específico aumenta com o acréscimo da pressão na câmara, como é possível observar na Eq. 4.29. A Figura 28 mostra como o I_{sp} varia com a P_c .

Porém, para sistemas alimentados por pressão, existe um ponto ótimo. Isso deve-se ao fato de que a espessura dos tanques (de propelente e pressurizante) aumentam muito e o peso cresce tão rápido, que o TWR cai.

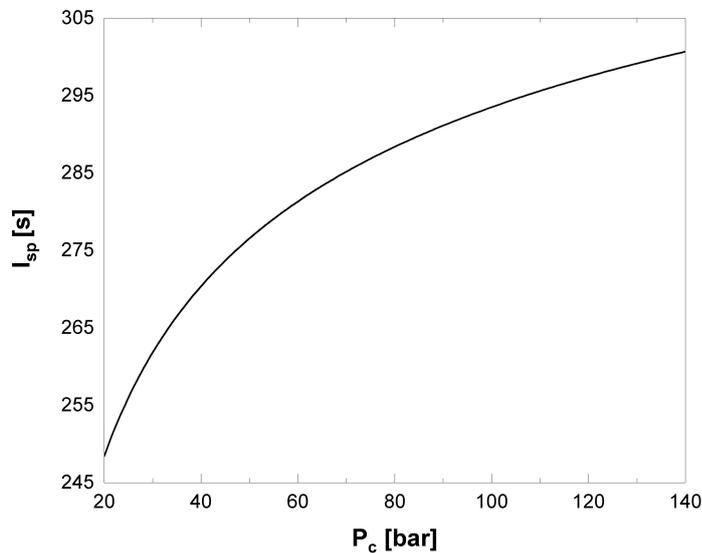


Figura 28 – Influência da P_c sobre o I_{sp}

Fonte: Autor

O gráfico acima foi feito com uma mistura de de etanol (C_2H_5OH) e LOx, $P_a = 1$ bar, $\epsilon_c = 3$ e $O/F = 1,5$.

A Figura 29 mostra, para um exemplo genérico, como a P_c afeta o tamanho da câmara de empuxo.

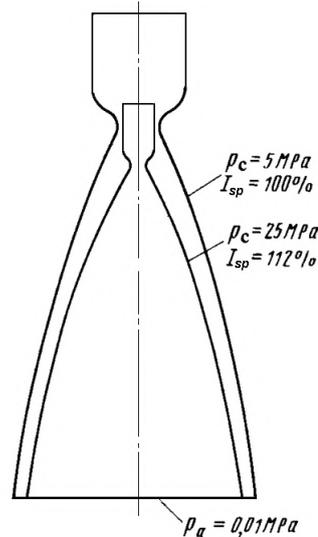


Figura 29 – Influência da P_c sobre o tamanho da câmara de empuxo

Fonte: Adaptado de [Gahun D. D. D. & Baulin 1989]

A Seção 5.4 entrará em mais detalhes em como o volume da câmara de combustão é afetado pela P_c .

Apesar de P_c ótima ser a máxima possível, existem algumas restrições. A primeira delas é a própria limitação tecnológica, pois sistemas com maior P_c leva a uma maior complexidade dos sistemas. Outra restrição é o tipo de sistema de alimentação a ser utilizado, no caso da propulsão líquida e híbrida. Sistemas pressurizados a gás a pressão de câmara varia entre 7,1 e 10,1 bar, para longos tempos de queima, e entre 20,3 e 30,4 bar, para curtos tempos de queima. Para sistemas com turbobombas as pressões podem ser muito maiores [Kessaev 1997], [Gahun D. D. D. & Baulin 1989].

4.11 Tubeira

Tubeiras de motores de foguete, como já introduzindo anteriormente, são responsáveis por acelerar os gases provenientes da combustão a velocidades supersônicas.

Neste trabalho será utilizado a suposição de gás ideal, como já citado na Seção 4, porém trabalhos recentes mostram modelagens feitas considerando gases reais com resultados muito promissores [Costa e Fischer 2019].

O tipo de tubeira mais utilizado em motores de foguete é o De Laval convergente-divergente (CD). Como mostrado na Fig. 17, este tipo de tubeira possui as seguintes três seções:

- Convergente: Região de redução da área da seção transversal da câmara de combustão responsável por aumentar a velocidade dos gases do produto da combustão até a velocidade sônica;

- Garganta: Região de área de seção transversal mínima da tubeira. Também chamada de seção crítica, a garganta é responsável por estrangular o escoamento;
- Divergente: Região de aumento da área da seção transversal da tubeira responsável por acelerar e expandir os gases provenientes da combustão à velocidades supersônicas.

Existem alguns tipos de tubeiras, a cônica e a do tipo sino são as mais utilizadas.

4.11.1 Seção convergente

A seção convergente pode ser projetada com uma adaptação da seção mostrada em [Kessaev 1997] e em [Rao 1958]. Acoplando as teorias mostradas nas referências, chega-se à geometria mostrada na Fig. 30.

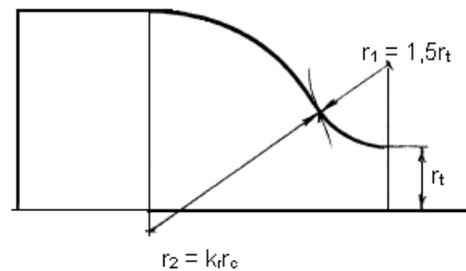


Figura 30 – Seção convergente
Fonte: Adaptado de [Kessaev 1997]

onde k_r é uma razão de raios e varia com P_c de acordo com a Tab. 12.

Tabela 12 – Propelentes considerados para o motor

P_c [bar]	k_r
< 50	1 a 1,5
>50 e <100	1,5 a 2
>100 e <150	2 a 3

Fonte: Adaptado de [Kessaev 1997]

Apesar de a razão de contração da seção convergente em MFPL variar mais comumente entre 2 e 3, como já citado previamente, alguns motores utilizam valores maiores ou menores variando de 1,1 a 6, em geral [Hugh 1995], [Kessaev 1997].

4.11.2 Seção divergente

4.11.2.1 Cônica

A tubeira cônica é a mais simples de projetar e construir. Entretanto, ela possui baixo desempenho em comparação com as tubeiras do tipo sino. Esta afirmação é baseada

comparando os fatores de correção devido a perdas por divergência mostradas nos gráficos das Figs. 42 e 41. A Figura 31 mostra um esquemático de uma tubeira cônica.

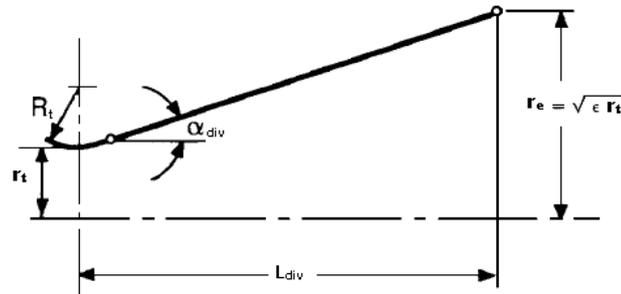


Figura 31 – Tubeira cônica
Fonte: Adaptado de [Huzel e Huang 1992]

onde R_t é um raio que pode variar de 0,5 a 1,5 vezes r_t [Huzel e Huang 1992]. A tubeira cônica geralmente é utilizada apenas em veículos pequenos.

4.11.2.2 Sino

A tubeira do tipo sino tenta permitir que os gases de exaustam saiam com direção longitudinal de forma uniforme e paralela, mitigando a perda por divergência mostrada na Seção 4.12.6 [Hill e Peterson 1992]. Existem alguns métodos para projetar uma tubeira do tipo sino. Algumas das mais utilizadas serão mostradas a seguir.

4.11.2.2.1 Aproximação parabólica

G. V. Rao desenvolveu uma aproximação parabólica para o contorno interno do divergente da tubeira que permite gerar o empuxo máximo. Além disso, essa aproximação possibilita o truncamento do comprimento da tubeira. O truncamento é importante, pois torna possível a diminuição do comprimento da tubeira. A desvantagem de truncar o comprimento é que leva a perdas [Rao 1958], [Sutton e Biblarz 2010], [Huzel e Huang 1992], [Hill e Peterson 1992].

A Figura 32 mostra os parâmetros da aproximação parabólica. Já a Figura 33 mostra os valores de dos ângulos de saída e inclinação da parábola variando com a razão de expansão e o truncamento do comprimento.

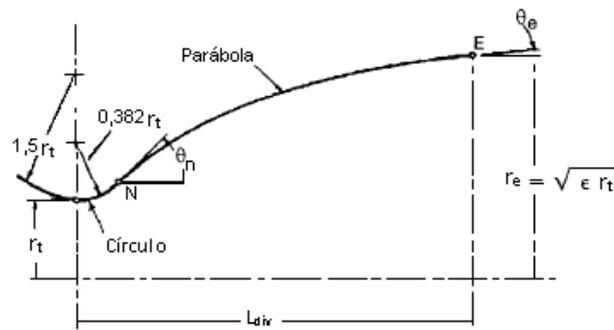
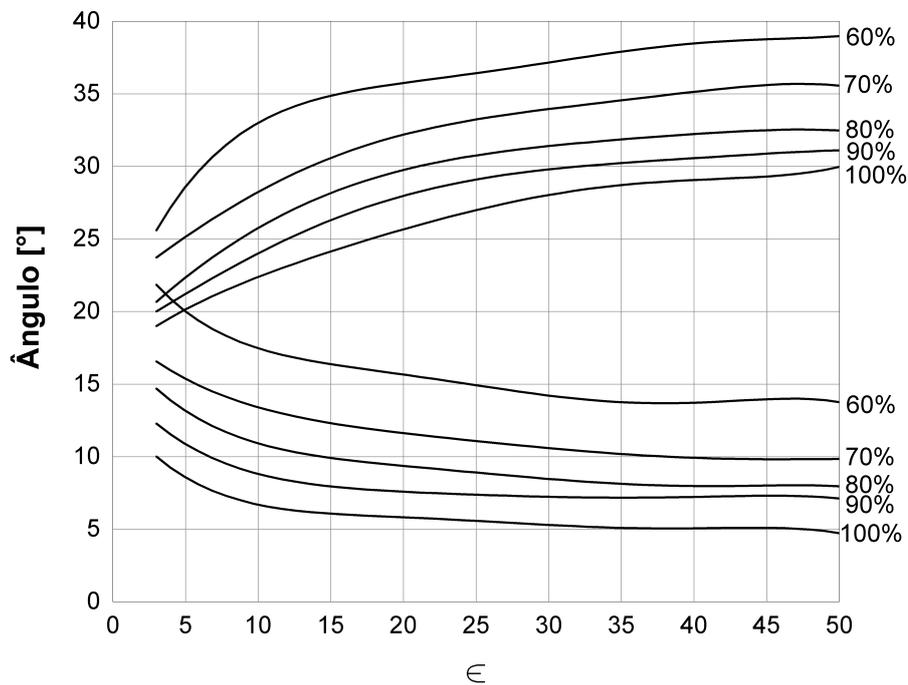


Figura 32 – Tubeira parabólica

Fonte: Adaptado de [Huzel e Huang 1992]

onde o arco de $1,5r_t$ tem início tangencialmente ao contorno interno da seção convergente e termina na garganta, o arco de $0,382r_t$ inicia na garganta e finaliza no ponto N, tangencialmente à parábola de ângulo inicial θ_n e essa parábola termina com um ângulo final de saída θ_e .

Figura 33 – Ângulos da tubeira parabólica de acordo com ϵ e o truncamento

Fonte: Autor

Como é possível observar na Fig. 33, que foi feito e extrapolado para menores razões de expansão com base no gráfico apresentado por [Rao 1960], os ângulos θ_n e θ_e devem ser corrigidos de acordo com a razão de expansão e o truncamento do comprimento.

4.11.2.2.2 Aproximação polinomial

Além da aproximação parabólica, existe a aproximação polinomial. Esta aproximação utiliza um polinômio de segundo grau. O objetivo de prover o máximo empuxo fazendo que os gases de exaustão saiam paralelamente e uniformemente é o mesmo da aproximação parabólica. A Figura 32 pode ser utilizada, porém ao invés de ter uma função parabólica utiliza-se uma função polinomial de segunda ordem proposta por [Altman e Hoffman 1981], que possui uma diferença de empuxo de menos de 1 % em comparação com a tubeira parabólica.

4.11.2.2.3 Método das Características

Este método é muito utilizado e fornece uma tubeira supersônica sem ondas de choque, isentrópica, considerando um escoamento multidimensional. Este método consiste em um método iterativo de equações diferenciais. Também é possível considerar γ variável e atrito nas paredes [Hill e Peterson 1992], [Anderson 2003].

O método das características (MOC, do inglês) também pode ser utilizado para prover a tubeira de comprimento mínimo. Nessa abordagem, o comprimento da seção divergente é decrescido até formar um canto vivo na garganta, formando uma onda de Prandtl-Meyer. A Figura 34 mostra um exemplo de uma tubeira de comprimento mínimo por método das características.

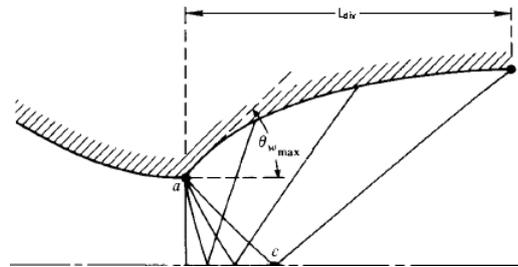


Figura 34 – Tubeira de comprimento mínimo por método das características

Fonte: Adaptado de [Anderson 2003]

Neste caso, o L_{div} é o menor possível para que não haja ondas de choque e o fluxo possa ser considerado isentrópico. O $\theta_{w,max}$ é o ângulo máximo do canto vivo do ponto a . As ondas de expansão ocorrem da parede ao longo do contorno ac .

Este método traz maior complexidade no projeto e as tubeiras parabólicas ou polinomiais são mais simples de projetar, além de proverem empuxo máximo.

4.11.2.3 Tubeira anular

Existem também as tubeiras do tipo anular, porém essas tubeiras não são CD e, em geral, são mais pesadas e complexas. Algumas empresas e institutos de pesquisa fizeram

pesquisas com este tipo de tubeira, porém não se provou mais viável [Huzel e Huang 1992], [Sutton e Biblarz 2010].

As tubeiras do tipo anular podem ser divididas em *Aerospike* (*spike*), de expansão-deflexão (E-D), de fluxo reverso (R-F) e de fluxo horizontal (H-F). A Figura 35 mostra esses tipos de tubeiras.

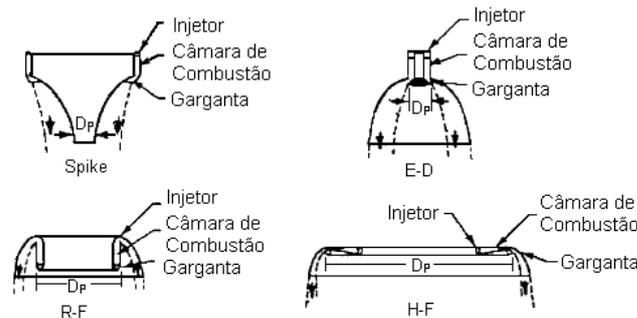


Figura 35 – Tubeiras anulares

Fonte: Adaptado de [Huzel e Huang 1992]

onde DP é o diâmetro do *plug*. Esses tipos de tubeiras possuem um *plug* central, como pode ser observado na Fig. 35. Este tipo de tubeira não será abordado neste trabalho pelos fatores citados acima.

4.12 Eficiências

A análise e predição da eficiência do motor é de suma importância para garantir que o sistema propulsivo está atendendo os requisitos de missão. Por isso, alguns estudos podem ser feitos com a intenção de obter o desempenho real.

4.12.1 Eficiência térmica

Apesar das simplificações feitas na Seção 4, é impossível converter toda a energia térmica e química em energia cinética [Vasil'yev e Kudryavtsev 1969]. Essa impossibilidade é devido a dois fatores:

1. Dissipação da energia: Devido a processos irreversíveis ($dS > 0$), parte da energia cinética é convertida de volta à calor;
2. Expansão: Devido à diferença de pressão entre P_c e P_e , mesmo em fluxo isolado energeticamente, sempre há uma parte de energia conectada (térmica ou química), que acaba não sendo convertida em energia cinética.

A eficiência térmica é definida então, como sendo a razão entre a energia cinética e todas as energias convertidas [Vasil'jev e Kudryavtsev 1969]. A eficiência térmica é calculada por meio da Eq. 4.52.

$$\eta_{th} = 1 - \frac{h_e}{h_c} = 1 - \frac{c_{pe}T_e}{c_{pc}T_c} \quad (4.52)$$

4.12.2 Eficiência de combustão

Algumas perdas impactam diretamente no valor da velocidade característica teórica. Como visto em [Kessaev 1997], três fatores afetam a eficiência de combustão e estão listados abaixo:

1. Mistura da camada de parede com o filme - η_w , onde camada de parede é uma camada de razão de mistura que gera menor temperatura de chama adiabática e filme é o filme de combustível líquido (Será melhor discutido na Seção 5.8);
2. Diferença das razões de mistura entre a camada de parede e a central - η_{rcp} ;
3. Filme de resfriamento - η_{ff} ;
4. Combustão incompleta - η_{ic} .

Então, a velocidade característica esperada é calculada de acordo com a Eq. 4.53.

$$C_{exp}^* = C^* \eta_w \eta_{rcp} \eta_{ff} \eta_{ic} \quad (4.53)$$

[Kessaev 1997] disse que as seguintes considerações podem ser feitas: $\eta_w \approx 1,01$ até 1,02 e $\eta_{ic} \approx 1$. A Equação 4.54 mostra como calcular o η_{rcp} .

$$\eta_{rcp} = \frac{\bar{m}_w C_w^* + \bar{m}_{ct} C_{ct}^*}{C^* (1 - \bar{m}_{ff})} \quad (4.54)$$

onde \bar{m} é a vazão mássica normalizada pela vazão mássica total (Ex.: $\bar{m}_{ff} = \dot{m}_{ff}/\dot{m} = \dot{m}_{ff}/(\dot{m}_o + \dot{m}_f + \dot{m}_{ff})$) e os subscritos ff , w e ct se referem ao filme de combustível, à camada de parede e ao centro, respectivamente.

Quando uma camada limite de filme líquido ou gasoso escoar pela garganta da tuberia em uma temperatura diferente da dos gases de combustão, o empuxo é decrescido [197]. O η_{ff} é calculado de acordo com a Eq. 4.55.

$$\eta_{ff} = 1 - \bar{m}_{ff} \left(1 - \chi_m \frac{C_w^{*'}}{C_{ct}^*} \right) - \bar{m}_w \left(\frac{C_w^* - C_w^{*'}}{C_{ct}^*} \right) \quad (4.55)$$

onde o sobrescrito ' representa o fim do filme e χ_m é o coeficiente de mistura turbulenta entre a camada de parede e o filme. Se considerar que o filme e a camada de parede não se misturam, tem-se que $\chi_m = 0$ e então $\eta_{ff} = 1 - \bar{m}_{ff}$, logo a Eq. 4.53 pode ser reescrita de acordo com a Eq. 4.56.

$$C_{exp}^* = 1,01 (\bar{m}_w C_w^* + \bar{m}_{ct} C_{ct}^*) \quad (4.56)$$

É importante dizer que todos esses parâmetros podem ser ajustados experimentalmente e devem ser iterados após aos ensaios, aumentando a acurácia do projeto.

4.12.3 Coeficiente de descarga da tubeira

A espessura da camada limite em tubeiras de foguete são bem finas, devido ao gradiente de pressão, e afeta o desempenho da tubeira de três formas [Hill e Peterson 1992].

A primeira forma é que a camada limite altera as características de fluxo livre. essa alteração é devido ao deslocamento da espessura da camada limite. Este efeito é mais expressivo na garganta, pois a área da garganta é modificada. Essa modificação afeta a vazão mássica e as razões de contração e expansão, impactando na distribuição de pressão e no empuxo.

A segunda é devido ao atrito por meio da tensão de cisalhamento. Em geral esse efeito é desprezível. Entretanto, na saída da tubeira o atrito superficial pode gerar uma resistência ao empuxo (explicado mais em detalhes na Seção 4.12.5).

A terceira é devido a interações entre ondas de choque e camada limite. Isso ocorre devido a variações da pressão ambiente (explicado mais em detalhes na Seção 4.12.4).

Com essas considerações, o coeficiente de descarga, que relaciona o deslocamento da camada limite na garganta, para uma tubeira estrangulada é dada pela Eq. 4.57.

$$C_d = 1 - \left(\frac{\gamma_t + 1}{2} \right)^{3/4} \left\{ \frac{-2,128}{\gamma_t + 1} + 3,266 \right\} \bar{Re}_t^{-1/2} + 0,9428 \frac{(\gamma_t - 1)(\gamma_t + 2)}{\sqrt{\gamma_t + 1}} \bar{Re}_t^{-1} \quad (4.57)$$

onde \bar{Re}_t é definido como sendo o número de Reynolds modificado [Tang 1969] e é calculado pela Eq. 4.58.

$$\bar{Re}_t = Re_t \left(\frac{r_t}{r_{tc}} \right)^{1/2} \quad (4.58)$$

onde Re_t é o número de Reynolds na garganta, r_t é o raio da garganta e r_{tc} é o raio da curvatura da garganta. O número de Reynolds é definido na Eq. 4.59.

$$\text{Re} = \frac{\rho v D}{\mu} \quad (4.59)$$

onde D é o comprimento característico linear, que neste caso é o diâmetro da garganta, e as outras variáveis também são calculados na garganta.

A espessura da camada limite é dada pela Eq. 4.60.

$$\delta_t = \frac{r_t(1 - C_d)}{2} \quad (4.60)$$

A Figura 36 mostra um gráfico que relaciona o $\overline{\text{Re}}_t$ com o C_d e a razão δ_t/r_t .

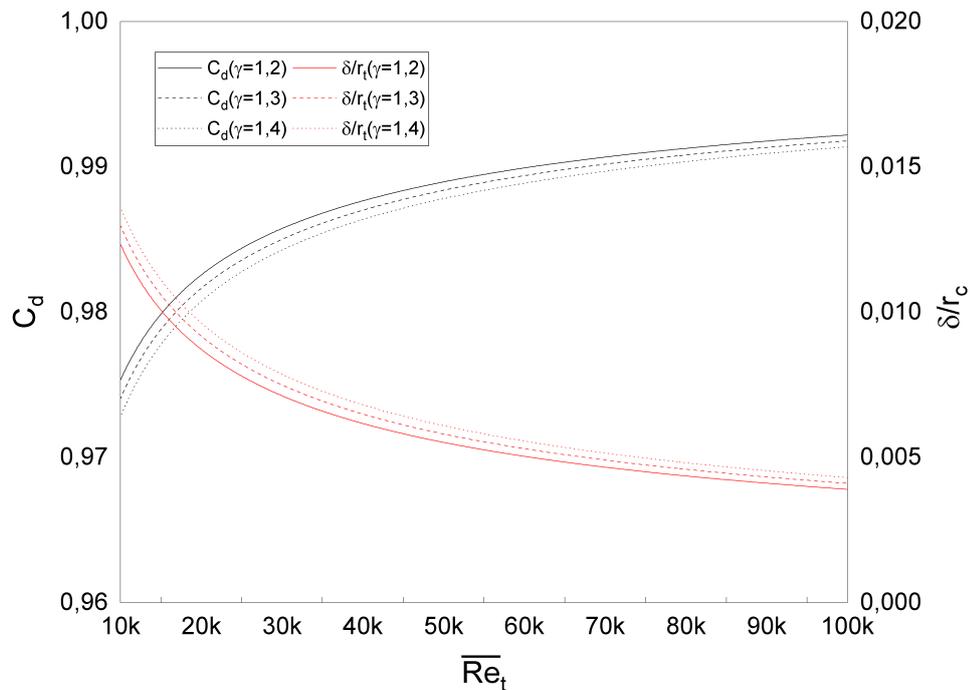


Figura 36 – Relação entre $\overline{\text{Re}}_t$ e o C_d e a razão δ_t/r_t

Fonte: Autor

O gráfico da Figura 36 foi feito com o valor de γ variando de 1,2 a 1,4 (valores típicos em um motor de foguete). Neste gráfico percebe-se que a espessura da camada limite é inversamente proporcional ao coeficiente de descarga, assim como pode ser observado na Eq. 4.60. Além disso, o número de Reynolds modificado tem alto impacto nestes parâmetros. Os valores de $\overline{\text{Re}}_t$ podem ser maiores do que os mostrados na Fig. 36, mas a inclinação das curvas se mantém e, como pode ser verificado na Eq. 4.57, o valor máximo de C_d é 1.

4.12.4 Ondas de choque na tubeira

Como mostrado na Seção 4.5, o caso ideal da saída da tubeira é quando a pressão ambiente é igual a pressão da saída. A partir do momento que a pressão ambiente é menor do que a pressão de saída, não há influência do fluxo interno da tubeira pela pressão ambiente conforme varia durante o voo do veículo. Neste caso é definida a condição subexpandida, em que, como $P_e > P_a$, uma onda de expansão com ângulo α_{sc} é formada, seguida por uma onda de choque devido a ondas de compressão. Esta condição também pode levar a perdas de empuxo devido aos vetores que não saem axialmente da tubeira [Hill e Peterson 1992]. A Figura 135b mostra um exemplo da condição subexpandida.

Já no caso da condição superexpandida tem-se $P_e < P_a$. Neste caso uma onda de choque oblíqua com ângulo α_{so} é formada inicialmente. O ângulo α_{so} varia com a razão de pressão P_a/P_e e quanto maior a razão, maior o ângulo. Se essa razão é grande o suficiente, a onda de choque oblíqua pode ocorrer dentro da tubeira e começará a interagir com a camada limite, podendo causar descolamento da camada limite e criar perturbações no escoamento [Kessaev 1997], [Hill e Peterson 1992]. Isso também pode causar danos catastróficos à tubeira. A Figura 37b mostra um exemplo da condição superexpandida.

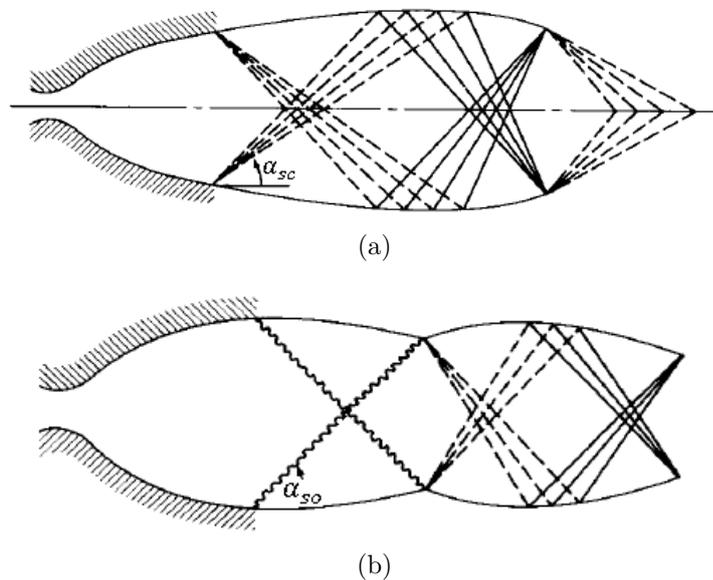


Figura 37 – Condição a) Subexpandida e b) Superexpandida
 Fonte: Adaptado de [Hill e Peterson 1992]

onde as linhas tracejadas são ondas de expansão, as linhas contínuas são as ondas de compressão e as linhas onduladas são as ondas de choque. Neste trabalho, a influência das ondas de choque serão desprezadas.

4.12.5 Efeitos de atrito

Esta perda é devido ao arrasto viscoso durante o fluxo de gás ao longo da parede da câmara de combustão e a da tubeira, criando uma força oposta ao empuxo [Vasil'yev e Kudryavtsev 1969]. Esta força pode ser calculada pela tensão de atrito na parede de acordo com a Eq. 4.61.

$$\tau = \mu \left(\frac{\partial v}{\partial y} \right)_{y=0} \quad (4.61)$$

onde y é a direção perpendicular ao eixo axial do motor. Além disso, o termo $\left(\frac{\partial v}{\partial y} \right)_{y=0}$ representa o gradiente da mudança da componente longitudinal da velocidade na parede. Então, a força de atrito pode ser calculada pela Eq. 4.62.

$$\Delta F_\tau = 4A_t \int_0^{x_e} \tau \frac{r}{r_t} \frac{dx}{2r_t} \quad (4.62)$$

onde x_e é a coordenada na saída da tubeira na direção longitudinal do motor, o termo $\frac{r}{r_t}$ é o raio relativo da parede e o termo $\frac{x}{2r_t}$ é a coordenada longitudinal relativa.

A força de atrito calculada na Eq. 4.62 deve subtrair o empuxo total. O coeficiente de perda por atrito pode ser calculado de acordo com a Eq. 4.63.

$$\Psi = \frac{2}{c_f} \int_0^{x_e} \frac{\tau \frac{r}{r_t}}{P_c} dx = \frac{2}{c_f} \int_0^{x_e} \frac{B_\tau S_\tau \lambda_\tau \left(1 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \lambda_\tau^2 \right)}{\left(\frac{r}{r_t} \right)^{0,82} d_t^{0,15} P_c^{0,15}} dx \quad (4.63)$$

onde S_τ é um coeficiente de parâmetros termofísicos, B_τ é um coeficiente dependente da razão dos calores específicos e da temperatura relativa e λ_τ é o coeficiente de atrito, calculado pela relação da Eq. 4.64 [Ponomarenko 2010]. S_τ e B_τ são calculados pelas Eqs. 4.65 e 4.66, respectivamente.

$$\lambda_\tau = \begin{cases} \frac{64}{\text{Re}} \epsilon_f & \text{se } \text{Re} \leq 2320 \\ \frac{0,3164}{\sqrt[4]{\text{Re}}} \epsilon_f & \text{se } 2320 < \text{Re} < 10^5 \\ \left(\frac{2}{625} + \frac{0,221}{\text{Re}^{0,237}} \right) \epsilon_f & \text{se } \text{Re} \geq 10^5 \end{cases} \quad (4.64)$$

$$S_\tau = 2,06538 \frac{\mu^{0,15} (RT)^{0,075}}{(1 + \bar{T}_w)^{0,595} (3 + \bar{T}_w)^{0,15}} \quad (4.65)$$

$$B_\tau = \left[0,023736 \frac{\left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{0,85}{\gamma-1}} \frac{\gamma}{\sqrt{\gamma^2-1}} \beta_\tau}{\left(\frac{2\gamma}{\gamma+1} \right)^{0,075}} \right] \left[1,769 \frac{1-\beta_\tau^2 + \beta_\tau^2 \left(1 - \frac{0,08696(1-\beta_\tau^2)}{1-\bar{T}_w+0,1\beta_\tau^2} \right)}{1-\bar{T}_w+0,1\beta_\tau^2} \right]^{0,081} \quad (4.66)$$

onde $\beta_\tau = \sqrt{\frac{\gamma-1}{\gamma+1}}$, \bar{T}_w é a temperatura relativa na parede e ϵ_f é 1 para tubos circulares [Ponomarenko 2010]. A Figura 38 mostra como o B_τ varia com o γ e a \bar{T}_w .

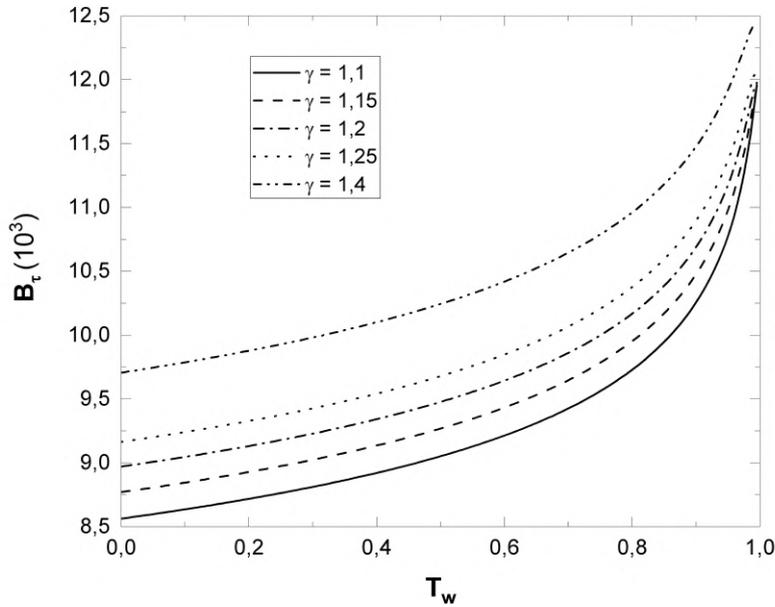


Figura 38 – Variação de B_τ com γ e \bar{T}_w
 Fonte: Autor

A Figura 39 mostra como o Ψ varia com d_e para vários θ_e .

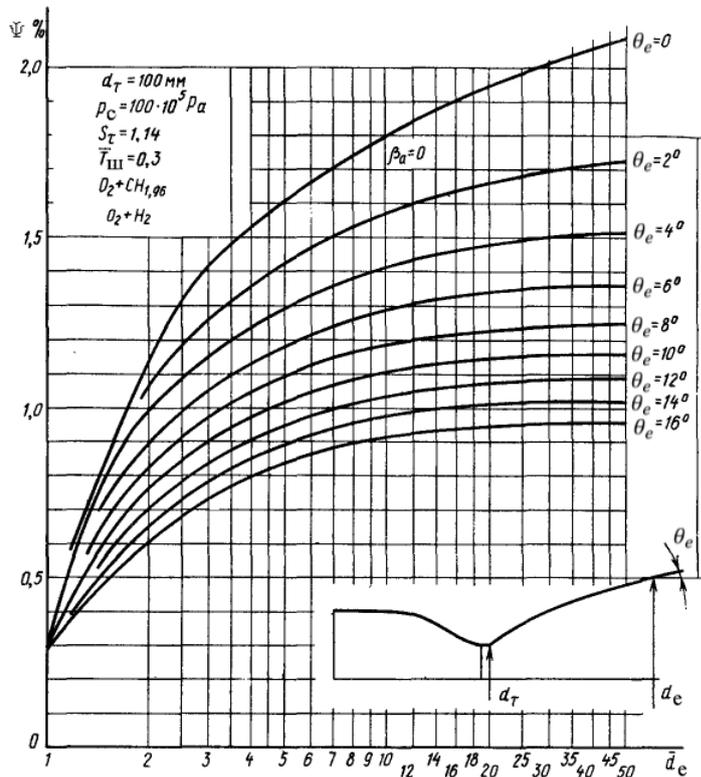


Figura 39 – Variação de Ψ com d_e e θ_e
 Fonte: [Vasil'yev e Kudryavtsev 1993]

Como é possível observar na Fig. 39, perdas por atrito nas tubeiras geralmente chegam de 0,5 a 2,5 % [Vasil'yev e Kudryavtsev 1969]. A Figura 40 mostra o perfil de velocidade na saída da tubeira.

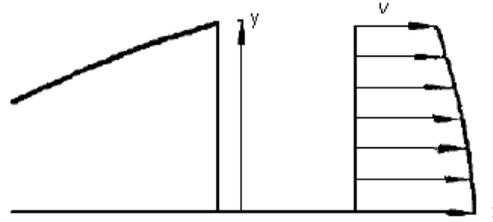


Figura 40 – Perfil de velocidade na saída da tubeira

Fonte: Adaptado de [Vasil'yev e Kudryavtsev 1969]

Como é possível perceber na Fig. 40, a velocidade é menor próximo à parede devido aos efeitos viscosos.

4.12.6 Eficiência da seção divergente da tubeira devido ao seu formato

Para o caso de tubeiras cônicas, um fator de correção deve ser utilizado devido às componentes não axiais dos vetores de velocidade dos gases de exaustão. Este fator deve ser multiplicado ao empuxo [Huzel e Huang 1992], [Hill e Peterson 1992], [Dorofeev 2010], [Humble R. W. & Henry 1995], [Volkov E. B. & Golovkov 1970]. A Equação 4.67 mostra esse fator de correção, conhecido como perda de divergência.

$$\lambda = \frac{1 + \cos \alpha_{div}}{2} \quad (4.67)$$

onde α_{div} é o ângulo divergente. Analisando a equação acima, percebe-se que quanto maior o α_{div} , maior o λ . Porém, não é sempre possível usar um ângulo divergente muito pequeno, pois a tubeira se torna muito cumprida, aumentando o peso. O gráfico da Figura 41 mostra como o valor de λ e a razão de comprimento do divergente por diâmetro da garganta varia com o α_{div} . A Equação 4.68 mostra o cálculo da razão de comprimento do divergente por diâmetro da garganta.

$$\frac{L_{div}}{d_t} = \frac{\sqrt{\epsilon - 1}}{2 \operatorname{tg} \alpha_{div}} \quad (4.68)$$

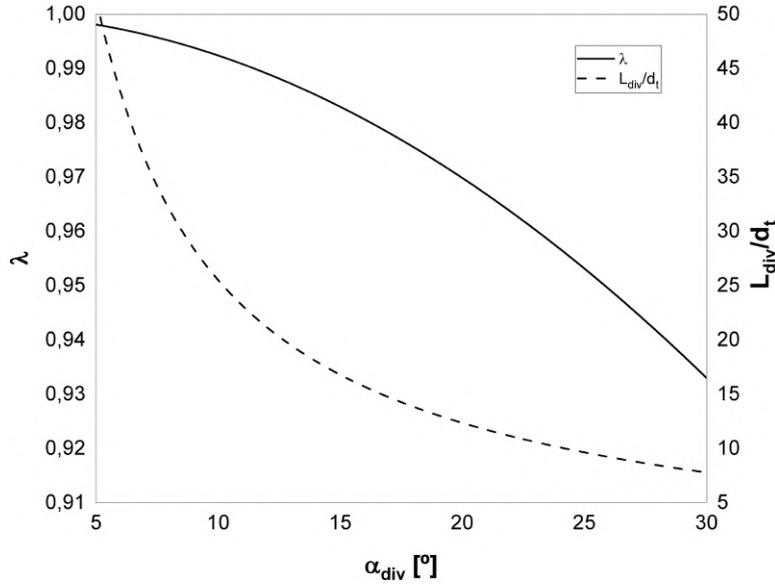


Figura 41 – Variação do λ com o α_{div}

Fonte: Autor

O gráfico da Figura 41 foi feito assumindo uma razão de expansão arbitrária de 100. Como é possível ver, o comprimento aumenta consideravelmente com a diminuição do α , logo este ângulo não pode ser muito baixo.

A tubeira do tipo sino também tem perda por divergência, apesar de ser menor. Essa perda pode ser calculada pelo modelo empírico da equação 4.69 [Ponomarenko 2013], [Alemasov B. E. & Dregalin 1980].

$$\lambda_b = 1 - B_{div} \frac{e^{n_{div} \left(1 - \frac{r_e/r_t}{r_{d0}}\right)} - 1}{e^{n_{div}} - 1} \quad (4.69)$$

onde B_{div} , n_{div} e r_{d0} são calculados pelas Eqs. 4.70, 4.71 e 4.72.

$$B_{div} = 1,52 \left(e^{-30(\gamma_{eavg} - 1)} + 1 \right) \quad (4.70)$$

$$n_{div} = 1,45 - r_{d0}^{0,25} - 0,005r_{d0} \quad (4.71)$$

$$r_{d0} = 1 + \frac{r_e/r_t - 1}{\bar{L}_{div}} \quad (4.72)$$

onde \bar{L}_{div} é o comprimento do divergente truncado e γ_{eavg} é o coeficiente de expansão isentrópica, definido na Eq. 4.73. É importante citar que esse equacionamento vale para $\bar{L}_{div} = 0,4 \sim 1$.

$$\gamma_{eavg} = \ln(P_{0c}/P_e) / \ln \left(\frac{P_{0c}(RT)_e}{P_e(RT)_{0c}} \right) \quad (4.73)$$

A Figura 42 mostra o fator de correção em função do truncamento e de ϵ .

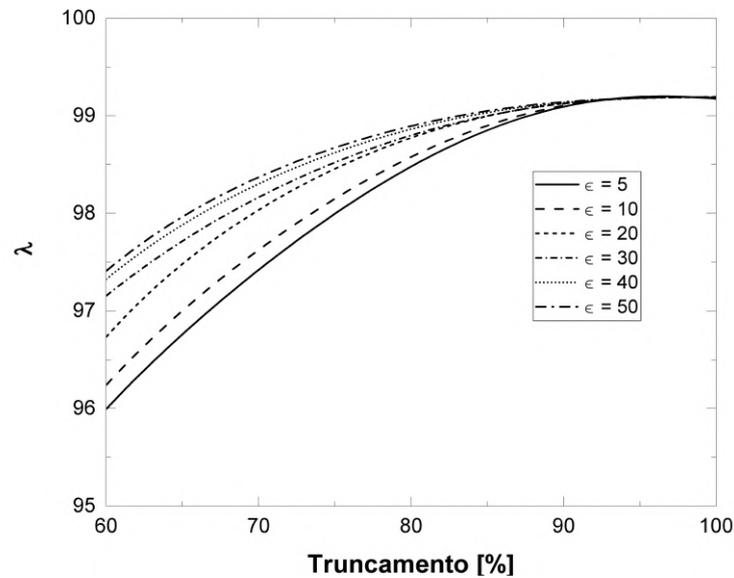


Figura 42 – Fator de correção em função do truncamento e da razão de expansão

Fonte: Adaptado de [Sutton e Biblarz 2010] e [Koelle 1961]

Analisando a Figura 42, percebe-se que quanto maior é o truncamento, menor é a eficiência da tubeira. Logo, deve-se analisar se o peso decrescido pelo truncamento supera as perdas obtidas.

4.12.7 Fluxo multifásico

O fluxo multifásico, especialmente por elementos condensados, podem acarretar em perdas no desempenho da tubeira [Ponomarenko 2013], [Alemasov B. E. & Dregalin 1980]. Porém, neste trabalho apenas produtos gasosos serão considerados. Esta hipótese é condizente com a realidade na maioria dos casos.

4.12.8 Erosão da garganta

A erosão da garganta pode causar uma redução da pressão da câmara de combustão. A garganta é a seção que mais sofre erosão por ser uma região de estrangulamento. Existem dois principais mecanismos de erosão, a química e a mecânica. A química depende dos produtos da combustão e do material da garganta, que podem reagir quimicamente, e a mecânica é pelo impacto das partículas [Untem et al. 2018]. A erosão mecânica é mais relevante em MFPS e MFPH, devido às partículas sólidas [Gowariker 1966]. Como neste trabalho é desenvolvido um MFPL, os dois mecanismos serão desprezados, logo, a erosão na garganta será desprezada.

5 Conceitos de Propulsão Líquida

5.1 Câmara de empuxo

A câmara de empuxo é definida como sendo o conjunto dos injetores, da câmara de combustão e da tubeira. O projeto da tubeira já foi apresentado na Seção 4.11

5.1.1 Câmara de combustão

A câmara de combustão é responsável por prover o volume necessário para que os propelentes sejam injetados, atomizados, misturados e entrem em combustão.

5.1.1.1 Formato

No passado muitas câmaras de combustão tinham o formato esférico ou semi-esférico. Porém, com o passar dos anos formato mais utilizado passou a ser o cilíndrico. A Figura 43a mostra um exemplo de formato esférico, a Fig. 43b mostra um exemplo de formato semi-esférico e a Fig. 43c mostra um formato cilíndrico.

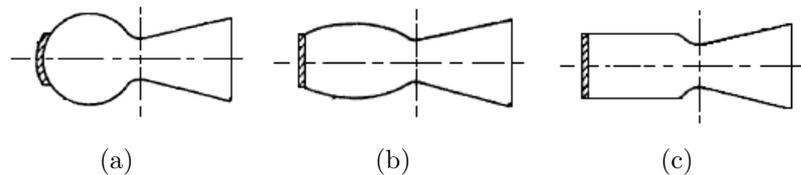


Figura 43 – Formato a) Esférico e b) Semi-esférico c) Cilíndrico

Fonte: Adaptado de [Huzel e Huang 1992]

5.2 Sistema de injeção

O sistema de injeção tem como objetivo injetar os propelentes na câmara de combustão e é composto pela câmara de distribuição, o cabeçote de injeção e os injetores.

5.2.1 Câmara de distribuição

A câmara de distribuição é responsável por conectar a tubulação aos injetores. Também é responsável por distribuir os propelentes da melhor forma possível entre os orifícios [Ito 2004], [Huzel e Huang 1992]. A Figura 44 mostra um exemplo de uma câmara de distribuição do motor RD-107.

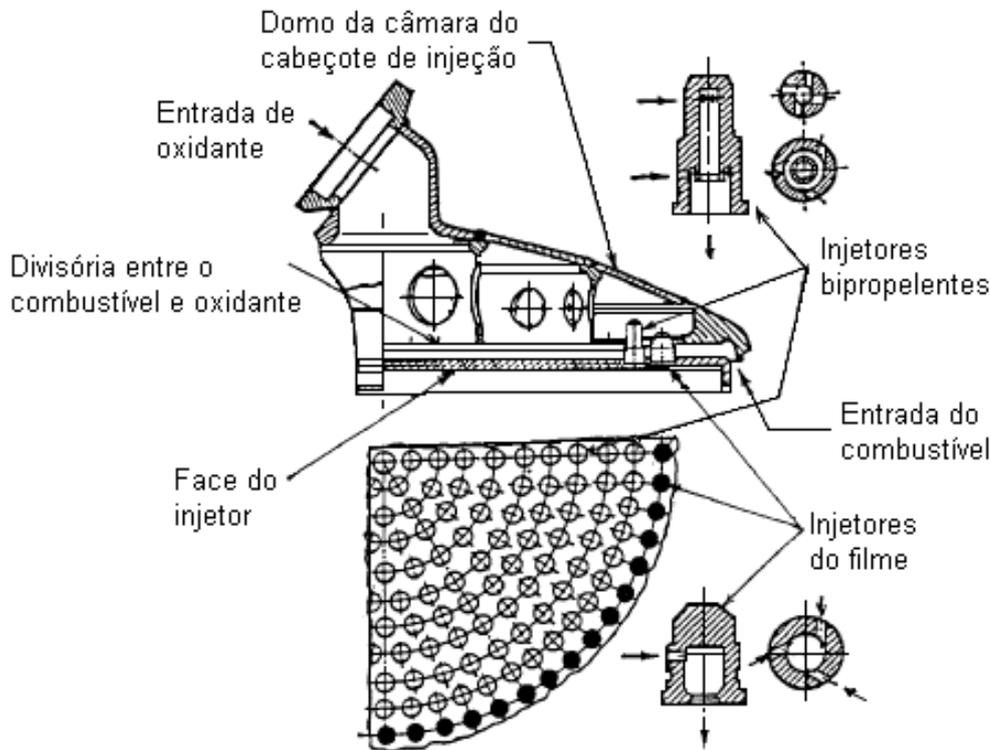


Figura 44 – Câmara de distribuição e cabeçote de injeção do RD-107

Fonte: Adaptado de [Gahun D. D. D. & Baulin 1989], [Sutton 2006]

Como é possível ver na Figura 44, este é um modelo de câmara de distribuição clássica para motores que utilizam injetores centrífugos concêntricos bipropelentes e com sistema de resfriamento regenerativo e por filme. Como será discutido na Seção 5.8, a entrada do combustível, quando usa-se resfriamento regenerativo, é feita pela extremidade. Devido a essa configuração, em geral, o injetor de combustível é o periférico e o de oxidante é o central, pois as entradas tangenciais dos injetores de combustível precisam ficar abaixo das entradas dos injetores de oxidante. Além disso, os injetores mais periféricos são destinados ao resfriamento por filme, com o intuito de proteger a parede da câmara de combustão dos gases quentes. A câmara de distribuição também é conhecida como câmara de injeção ou distribuidor.

5.2.2 Cabeçote de injeção

O cabeçote de injeção, também chamado de placa de injeção ou placa injetora, é responsável por fazer a distribuição dos injetores em padrões. Os padrões mais utilizados com injetores centrífugos são o favo de mel, o círculo concêntrico, o xadrez e o circular. Os padrões em favo de mel, em xadrez e circular são mostrados nas Figs. 45a, 45b e 45c, respectivamente. Os outros padrões serão mostrados na Seção 5.8.

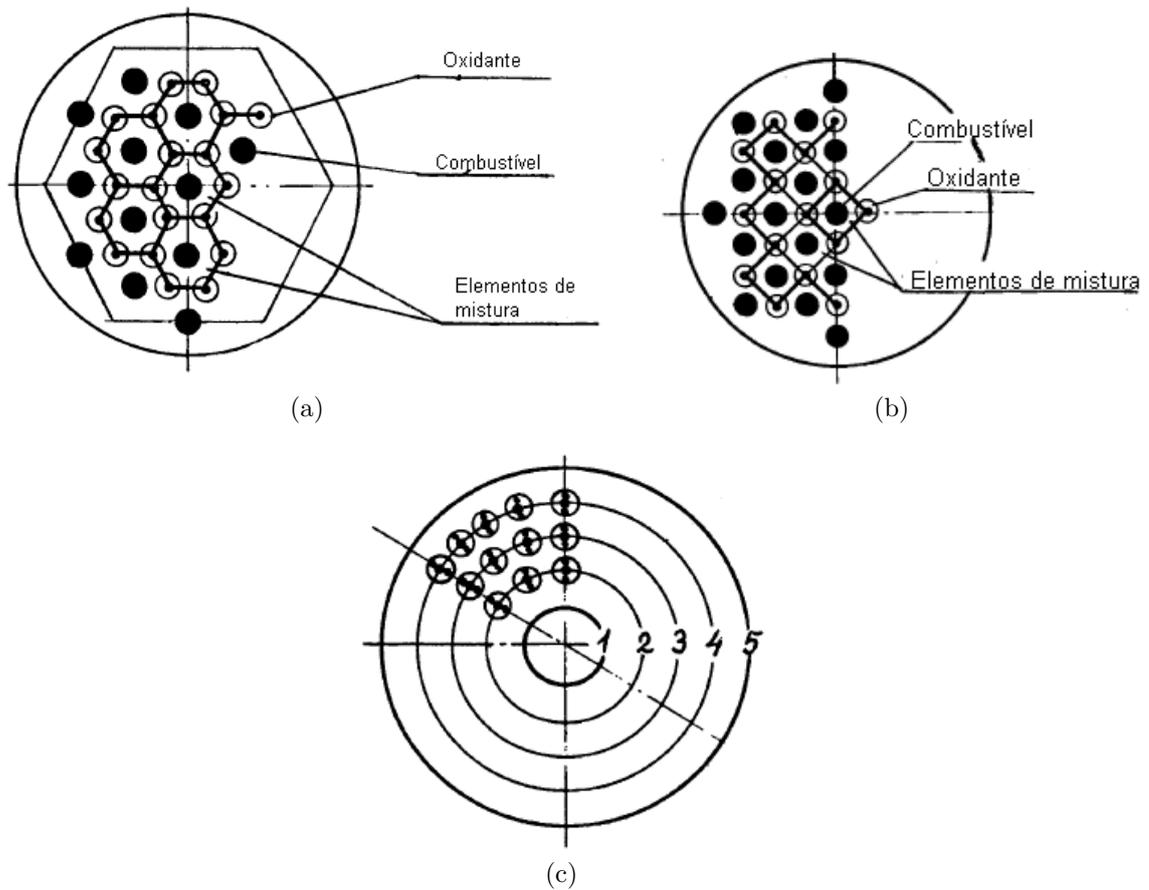


Figura 45 – Padrão a) Favo de mel b) Xadrez e c) Circular

Fonte: Adaptado de [Kessaev 1997]

A Figura 45c ainda mostra o número de injetores concêntricos de acordo com o número de círculos concêntricos. As estruturas em favo de mel e em xadrez também podem ter injetores concêntricos. A Tabela 13 mostra o número de injetores em função do número de círculos para o padrão circular.

Tabela 13 – Número de injetores no padrão circular

Nº do círculo	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
Nº de injetores	1	6	12	18	24	30	36	42	48	54
Nº total de injetores	1	7	19	37	61	91	127	169	217	271

Fonte: [Kessaev 1997]

[Kessaev 1997] também recomenda que para injetores monopropelentes centrífugos o passo entre um injetor e outro deve ser de $0,4\sqrt{d_c}$, em que d_c é o diâmetro do cabeçote de injeção (mas neste trabalho o diâmetro do cabeçote de injeção coincide com o diâmetro da câmara de combustão) dado em milímetros. Já para injetores centrífugos duais o passo vale $1,2\sqrt{d_c}$. Uma observação é que o passo mínimo é de 9 a 10 mm.

5.2.3 Injetores

Existem uma grande variedade de injetores usados em MPFLs. A Figura 46 mostra os tipos de injetores mais comuns.

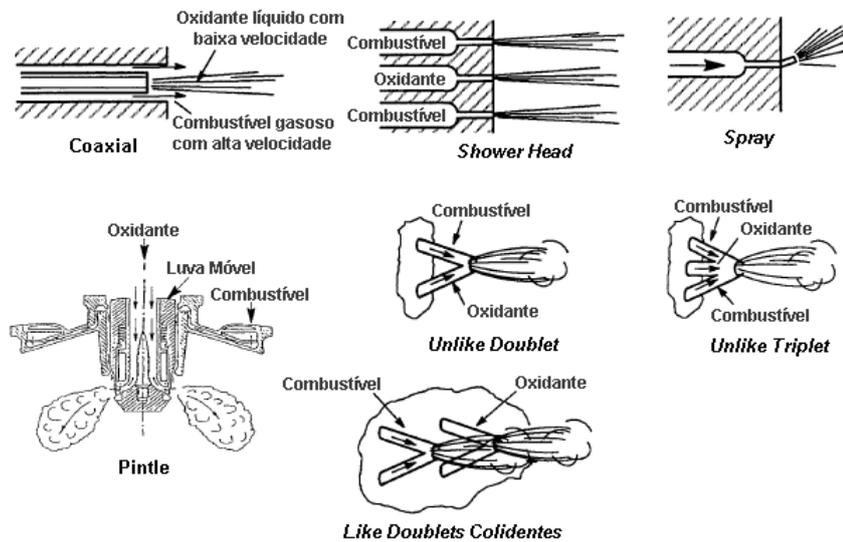


Figura 46 – Tipos de injetores mais comuns em MFPL

Fonte: Adaptado de [Huzel e Huang 1992]

O injetor coaxial a jato é recomendado, principalmente, para LOx/LH₂, pois o oxidante é injetado na fase líquida e o combustível, por passar pelo sistema de resfriamento regenerativo, é injetado na fase gasosa. Já o *shower head* depende apenas da atomização do jato, pois não há colisão dos jatos, e isto o torna de baixa eficiência e é mais utilizado para resfriamento a filme. Os injetores de *spray* são utilizados em uma ampla variedade de motores aeroespaciais, não só de foguete. O tipo *pintle* colide os jatos de combustível e oxidante e tem a vantagem de possuir peças móveis que possibilitam a mudança da área de vazão mássica, permitindo a modulação do empuxo. *Unlike doublet* é um tipo de injetor colidente simples de combustível e oxidante, já o *unlike triplet* é uma colisão de três jatos de combustível e oxidante e, por fim, o *like doublets* são apenas de combustível ou apenas de oxidante.

Obs.: Este trabalho terá como foco o o injetor centrífugo, por ser o tipo de injetor mais utilizado no Brasil e ser o tipo de injetor mais indicado para o tamanho do motor a ser utilizado, além das vantagens citadas na Seção 5.2.3.1. Por isso, outros tipos de injetores apenas foram apenas brevemente citados.

Um fator importante na escolha do injetor é como a vazão mássica varia em relação ao eixo de simetria do injetor. A Figura 48a mostra como a distribuição de vazão mássica varia entre os injetores a jato e centrífugo.

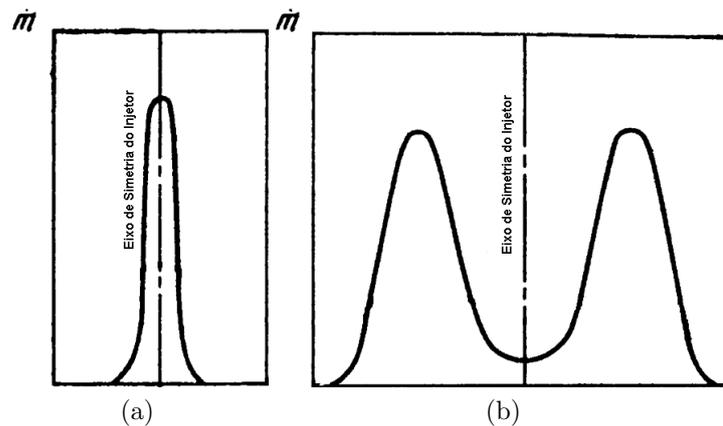


Figura 47 – Distribuição de vazão mássica entre um injetor a) Jato e b) Centrífugo
 Fonte: Adaptado de [Alemasov B. E. & Dregalin 1980]

Observando a figura acima, percebe-se que o injetor a jato (Fig. 47a), como o colidente ou o *shower head*, possui a vazão mássica concentrada no centro do injetor. Já o centrífugo (Fig. 47b), como gera um cone, possui a vazão mássica a uma certa distância do eixo de simetria em função da abertura do cone de *spray*, tornando mais simples a colisão das gotas.

5.2.3.1 Injetor centrífugo

Injetores centrífugos são altamente utilizados em motores russos. Eles geram um cone oco devido ao momento angular gerado pela entrada do propelente na câmara de vórtice.

O injetor centrífugo é um dos tipos de injetores mais utilizados em MFPL devido as suas vantagens, de acordo com [Bazarov V. & Yang 2004], com [Bayvel e Orzechowski 1993] e com [Anderson W. E. & Long 1993] são elas:

1. Projeto relativamente simples;
2. Alta confiabilidade;
3. Boa qualidade do *spray*;
4. Pouca potência requerida;
5. Tamanho de gotas injetadas menores do que comparado com injetores a jato;
6. Não são tão sensíveis a falhas de fabricação;
7. São menos suscetíveis à cavitação e estrangulamento;
8. O início da operação do motor é melhorada devido as características transientes do injetor;

9. Podem entregar alto empuxo por elemento;
10. Alto alcance de controle de fluxo;
11. Queda de pressão reduzida;
12. Alta margem contra instabilidade de combustão.

De acordo com o aumento da pressão de injeção, a configuração do filme injetado varia até chegar no *spray* desenvolvido [Lefebvre e McDonell 2007]. A Figura 48 mostra o desenvolvimento do *spray* com o aumento da pressão.

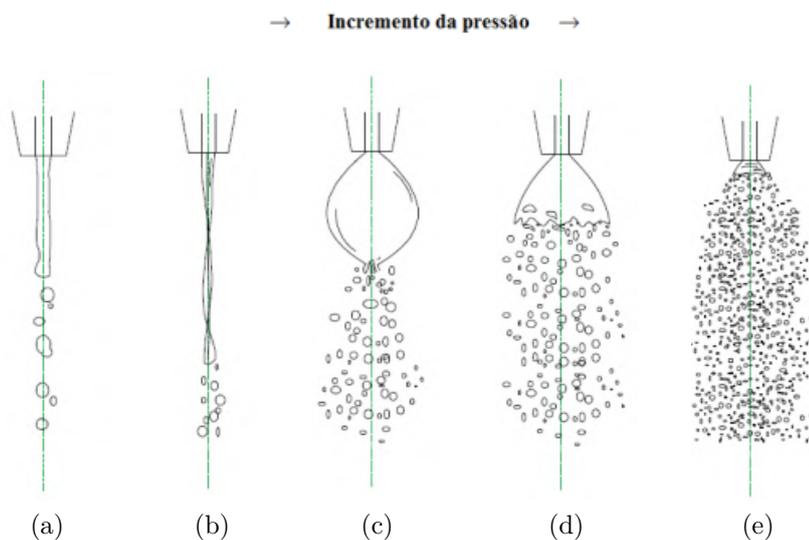


Figura 48 – Desenvolvimento do *spray* com o aumento da pressão: a) Jato b) Hélice c) Cebola d) Tulipa e) *spray* desenvolvido

Fonte: Adaptado de [Vásquez 2011] e [Fischer 2014]

Analisando a Figura 48, pode-se definir, de acordo com [Vásquez 2011], as etapas da seguinte forma:

1. Jato: Desintegração pelo regime de Rayleigh devido ao aumento das oscilações induzidas pelas forças aerodinâmicas e pela tensão superficial;
2. Hélice: Estruturas helicoidais são geradas;
3. Cebola: lâmina em formato de cebola que se rompe no fim;
4. Tulipa: lâmina em formato de tulipa, semelhante à cebola, porém ela se rompe bem antes;
5. *spray* desenvolvido: a lâmina é rompida logo após deixar a saída do injetor.

Os injetores centrífugos são utilizados de duas formas em motores de foguete. A primeira é um injetor único, injetando apenas o combustível ou o oxidante. Também chamado de injetor monopropelente. A segunda é um injetor dual concêntrico, em que dois injetores concêntricos injetam combustível e oxidante separadamente. Também chamado de injetor bipropelente ou bi-centrífugo. A Figura 49 mostra um exemplo de um injetor centrífugo monopropelente e a Fig. 50 mostra um injetor centrífugo dual.

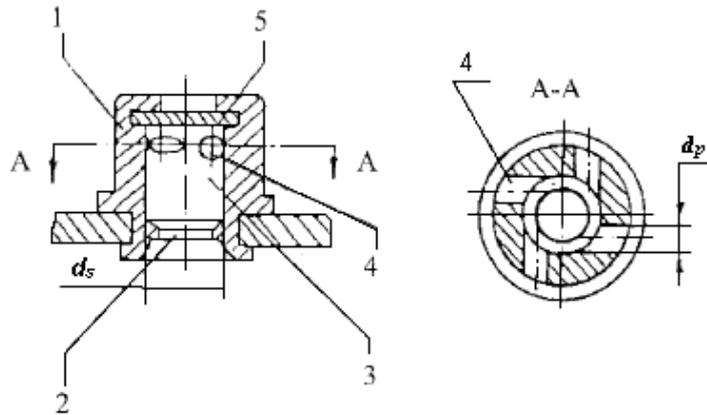


Figura 49 – Injetor centrífugo monopropelente

Fonte: Adaptado de [Bazarov V. & Yang 2004]

onde 1 é o envelope que é brasado na montagem, 2 é o bico (ou orifício de descarga), 3 é a cavidade axissimétrica, ou câmara de vórtice, que é conectada à câmara de distribuição por meio das passagens tangenciais 4, 5 é a base que é soldada no envelope, d_s é o diâmetro de saída do bico e d_p é o diâmetro de entrada das passagens tangenciais.

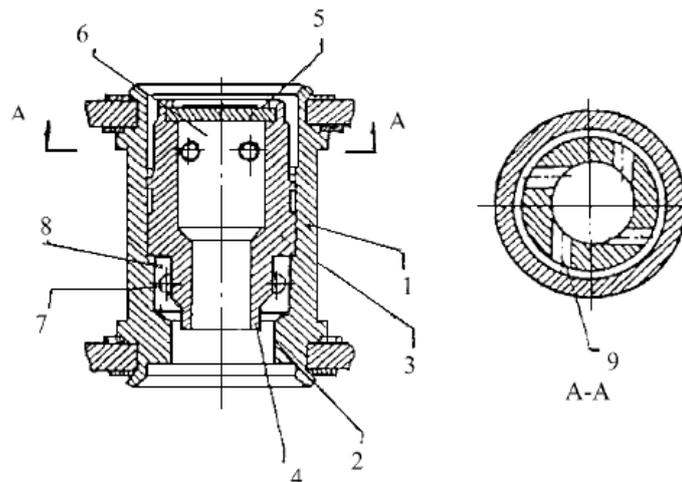


Figura 50 – Injetor centrífugo dual

Fonte: Adaptado de [Bazarov V. & Yang 2004]

onde 1 é o envelope, 2 é o envelope do bico, 3 é o inserto, 4 é o inserto do bico, 5 é a base, 6 é a câmara de vórtice central, 7 e 9 são as passagens tangenciais e 8 é a câmara de vórtice periférica.

Além disso, ainda existem duas possibilidades de mistura dos propelentes. A primeira possibilidade é a de mistura externa e a segunda possibilidade é a de mistura interna. A Figura 51 mostra essas duas possibilidades.

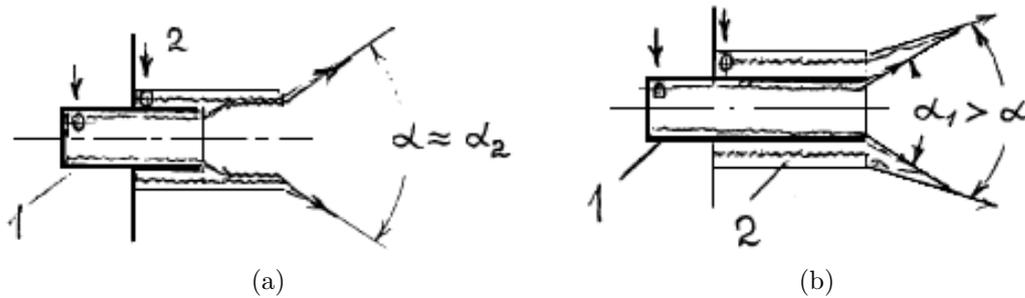


Figura 51 – Injetor centrífugo com mistura a) Interna e b) Externa

Fonte: Adaptado de [Kessaev 1997]

onde α é o ângulo de cone do *spray* e 1 e 2 se referem ao injetor central e periférico, respectivamente.

Existem outros tipos de injetores centrífugos, porém os mostrados nas Figs. 49 e 50 são os mais utilizados em motores de foguete. Em [Fischer 2014], [Fischer 2019], [Bayvel e Orzechowski 1993], [Bazarov V. & Yang 2004], [Vasil'yev e Kudryavtsev 1993], [Alemasov B. E. & Dregalin 1980], [Kudryavtsev 1993], [Dobrovolsky 2005] e, também, em [Volkov E. B. & Golovkov 1970] é apresentada uma modelagem completa de um injetor centrífugo ideal e real com base em teorias consagradas da literatura.

O procedimento de cálculo para projetar um injetor centrífugo dual consiste em:

1. Realizar o projeto do injetor ideal;
2. Adapta-lo para considerar efeitos viscosos, projetando então o injetor real;
3. Projetar o injetor periférico.

5.2.3.2 Injetor centrífugo ideal

Abramovich, em 1944, desenvolveu a teoria considerando um líquido ideal e incompressível passando pelo injetor, por meio do princípio da vazão máxima [Fischer 2014]. A Figura 52 mostra um esquemático de um injetor centrífugo a ser utilizado neste trabalho.

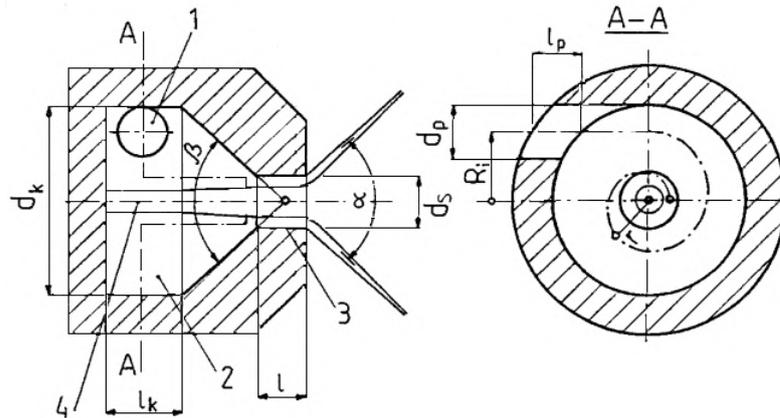


Figura 52 – Esquemático do injetor centrífugo

Fonte: Adaptado de [Bayvel e Orzechowski 1993]

onde 1 é a passagem de entrada, 2 é a câmara de vórtice, 3 é o orifício de descarga 4 é o núcleo de gás (ou vórtice de gás), d_k é o diâmetro da câmara de vórtice, l_k é o comprimento da câmara de vórtice, l é o comprimento do orifício de descarga, d_s é o diâmetro do orifício de descarga, d_p é o diâmetro da passagem de entrada, l_p é o comprimento da passagem de entrada, R_i é a distância do centro do injetor até o centro da entrada de passagem ($R_i = d_k/2 - d_p/2$) e β é o ângulo de convergência (ou ângulo de cone transiente) que varia entre 60° e 120° .

A Figura 53 mostra em maiores detalhes o núcleo de gás.

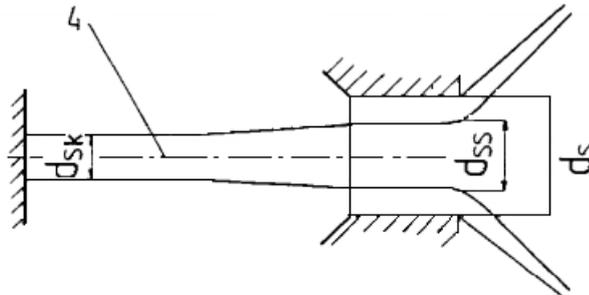


Figura 53 – Detalhes o núcleo de gás

Fonte: Adaptado de [Bayvel e Orzechowski 1993]

onde d_{sk} é o diâmetro do núcleo de gás na câmara de vórtice e d_{ss} é o diâmetro do núcleo de gás na saída do orifício de descarga.

Para esse tipo de problema pode-se considerar que o escoamento dentro do injetor é axissimétrico nas direções axial (x), radial (r_a) e angular (θ) e que o escoamento é irrotacional [Fischer 2014], logo:

$$\nabla \times \vec{v}_{total} = 0 = \hat{x} \left(\frac{\partial r_a v_{tg}}{\partial r_a} - \frac{\partial v_r}{\partial \theta} \right) + \hat{r}_a \left(\frac{\partial v_a}{\partial \theta} - \frac{\partial v_{tg}}{\partial x} \right) + \hat{\theta} \left(\frac{\partial v_r}{\partial x} - \frac{\partial v_a}{\partial r_a} \right) \quad (5.1)$$

onde v_{tg} é a velocidade tangencial, v_r é a velocidade radial e v_a é a velocidade axial. Em que \vec{v}_{total} é a velocidade total, ou seja, a soma vetorial das componentes de velocidade ($\vec{v}_{total} = \sqrt{v_a^2 + v_{tg}^2 + v_r^2}$). Integrando a componente \hat{x} , tem-se que vr_a é constante, logo, a conservação da quantidade de movimento é mantida. Então, pode-se reescrever que $vr_a = v_p r_k$.

Relembrando a equação de Bernoulli na Eq. 5.2.

$$P_1 + \frac{\rho v_1^2}{2} + \rho g_0 z_1^2 = P_2 + \frac{\rho v_2^2}{2} + \rho g_0 z_2^2 \quad (5.2)$$

onde z é a altura e os subscritos 1 e 2 se referem as pontos logo antes da saída do bico e logo após a saída do bico, respectivamente.

Agora aplicando a Equação 4.4 na Eq. 5.2, assumindo que a massa específica é igual nos pontos 1 e 2 (incompressível), que a diferença de altura é desprezível e que o subscrito 1 pode ser substituído por inj e 2 por i , tem-se uma equação para calcular a velocidade de injeção representada pela Eq. 5.3.

$$v_i = v_{total} = \sqrt{\frac{2\Delta P}{\rho}} \quad (5.3)$$

onde $\Delta P = P_{inj} - P_i$. A partir da velocidade de injeção é possível chegar à vazão mássica mostrada na Eq. 5.4.

$$\dot{m}_i = C_{d,i} A_i \sqrt{2\rho\Delta P} = C_{d,i} \rho v_i A_i \quad (5.4)$$

onde A_i é a área de injeção e $C_{d,i}$ é o coeficiente de descarga do injetor que é adicionado como fator de correção de para considerar os efeitos viscosos e é definido como a razão entre a vazão mássica real e a incompressível ($C_{d,i} = \dot{m}_{real}/\dot{m}_i$).

Assumindo que o campo de velocidade é potencial entre as paredes e o vórtice de gás, que não há efeitos gravitacionais, que o escoamento é axissimétrico, que $v_r = 0$ e lembrando que conservação da quantidade de movimento é mantida [Fischer 2014], a v_a no orifício de descarga pode ser considerado constante e a Eq. 5.5 mostra a velocidade axial no orifício de descarga (neste caso então: $v_a = u_s$).

$$u_s = \frac{\dot{m}_i}{\rho\pi(r_s^2 - r_{ss}^2)} \quad (5.5)$$

onde r_s é o raio do diâmetro d_s e r_{ss} é o raio do diâmetro d_{ss} .

Já a velocidade tangencial de entrada é dada na Eq. 5.6.

$$v_p = \frac{\dot{m}_i}{\rho A_p} = \frac{\dot{m}_i}{\rho n\pi r_p^2} \quad (5.6)$$

onde n é o número de passagens de entrada e r_p e A_p são o raio e a área, respectivamente, do diâmetro d_p .

Com isso, um parâmetro geométrico adimensional pode ser definido de forma a relacionar dimensões do injetor [Fischer 2014]. A Equação 5.7 mostra esse parâmetro.

$$K = \frac{v_p R_i}{u_s r_s} = \frac{\pi r_s R_i}{A_p} \quad (5.7)$$

Também é definido o coeficiente de preenchimento, mostrado na Eq. 5.8.

$$\varepsilon = 1 - \frac{d_{sk}^2}{d_s^2} \quad (5.8)$$

ε relaciona a área preenchida com a área da saída do injetor. As Equações 5.7 e 5.8 podem ser correlacionadas pela Eq. 5.9.

$$K = \frac{(1 - \varepsilon)\sqrt{2}}{\varepsilon\sqrt{\varepsilon}} \quad (5.9)$$

O coeficiente de descarga também se relaciona com ε , de acordo com a Eq. 5.10, e com K e ε , de acordo com a Eq. 5.11.

$$C_{d,i} = \varepsilon \sqrt{\frac{\varepsilon}{2 - \varepsilon}} \quad (5.10)$$

$$C_{d,i} = \frac{1}{\sqrt{\frac{K^2}{1 - \varepsilon} + \frac{1}{\varepsilon^2}}} \quad (5.11)$$

Por meio das duas equações acima é possível avaliar como o $C_{d,i}$ varia com o K e o ε . A Figura 54 mostra essa relação.

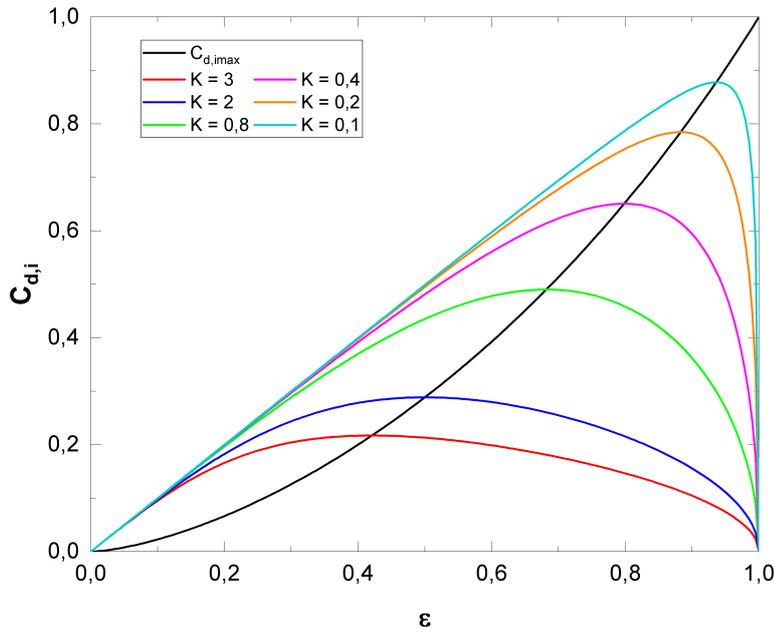


Figura 54 – Relação entre $C_{d,i}$, K e o ϵ

Fonte: Reproduzido e Adaptado de [Fischer 2014] e de [Bazarov V. & Yang 2004]

Na Figura 54 as curvas de K foram feitas usando a Eq. 5.11 e a curva de $C_{d,i}$ máximo foi feita com a Eq. 5.10. Por isso é conhecido como princípio de vazão máxima, pois o coeficiente de descarga é máximo.

Outro parâmetro geométrico adimensional é o raio adimensional do vórtice de gás e é expresso pela Eq. 5.12.

$$S = \frac{d_{ss}}{d_s} = \sqrt{1 - \epsilon} \quad (5.12)$$

Logo, pode-se definir o cálculo do ângulo de cone do *spray* de acordo com a Eq. 5.13.

$$\tan \frac{\alpha}{2} = \frac{2C_{d,i}K}{\sqrt{(1 + S)^2 - 4C_{d,i}^2K^2}} \quad (5.13)$$

Também é possível colocar o α em função de ϵ por meio da Eq. 5.14.

$$\tan \frac{\alpha}{2} = \frac{2\sqrt{2}(1 - \epsilon)}{\sqrt{(2 - \epsilon)(1 + \sqrt{1 - \epsilon})^2 - 8(1 - \epsilon)^2}} \quad (5.14)$$

O coeficiente de descarga também do injetor também pode ser relacionado com o parâmetro geométrico característico K por meio da Eq. 5.15.

$$C_{d,i} = \sqrt{1 - C_{d,i}^2 K^2} - S \sqrt{S^2 - C_{d,i}^2 K^2} - C_{d,i}^2 K^2 \ln \left(\frac{1 + \sqrt{1 - C_{d,i}^2 K^2}}{S + \sqrt{S^2 - C_{d,i}^2 K^2}} \right) \quad (5.15)$$

É possível então analisar graficamente os parâmetros em função de K mostrados pelas Eqs. 5.10, 5.12, 5.13 e 5.15. Essa análise gráfica é mostrada na Fig. 55.

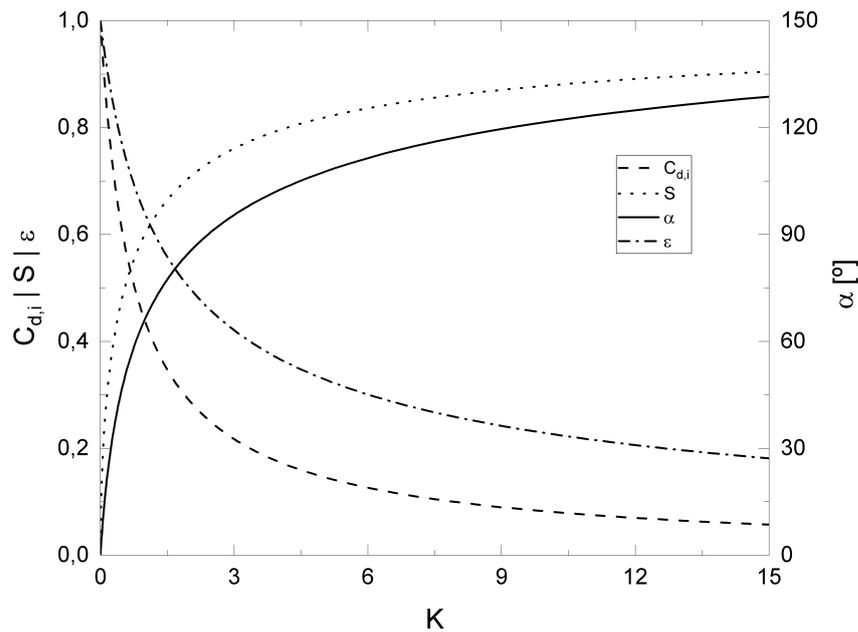


Figura 55 – Relação entre $C_{d,i}$, S , α e o ϵ em função de K

Fonte: Reproduzido e Adaptado de [Fischer 2014] e de [Bazarov V. & Yang 2004]

Analisando a Figura 55 percebe-se que o ϵ e o $C_{d,i}$ caem com o K , enquanto o S e o α aumentam.

5.2.3.3 Injetor centrífugo real

Diferentemente do injetor centrífugo ideal, o injetor real considera efeitos viscosos e se aproxima mais do esperado em ensaios. Considerando a viscosidade do líquido, a vazão mássica aumenta em comparação com a de um líquido ideal. Isso ocorre, pois a quantidade de movimento angular, o núcleo de gás e o ângulo do cone de *spray* diminuem e o coeficiente de descarga aumenta [Fischer 2019].

A correção do K considerando os efeitos viscosos é dada pela Eq. 5.16.

$$K_{eq} = \frac{r_s R_i}{\frac{A_p}{\pi} + \frac{f(R_i^2 - R_i r_s)}{2}} = \frac{K}{1 + \frac{f(B^2 - K)}{2}} \quad (5.16)$$

onde f é o coeficiente de atrito definido na Eq. 5.17 e $B = R_i \sqrt{\pi/A_p}$.

$$\log f = \frac{25,8}{(\log \text{Re})^{2,59}} - 2 \quad (5.17)$$

A Equação 5.17 foi desenvolvida para valores de Re entre 10^3 e 10^5 . A Figura 56 mostra como o coeficiente de atrito varia com o número de Reynolds.

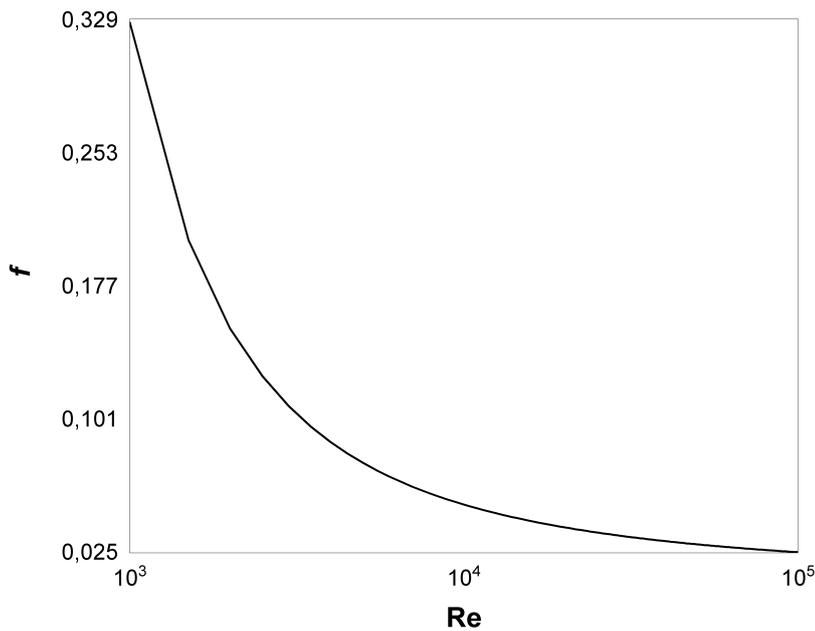


Figura 56 – Relação entre f e Re
Fonte: Autor

O número de Reynolds pode ser calculado tanto pela Eq. 4.59, quanto pela Eq. 5.18.

$$\text{Re} = \frac{\dot{m}_i}{\pi \mu_L \sqrt{n} d_p} \quad (5.18)$$

A Equação 5.16 também pode ser reescrita em função de ε_{eq} de acordo com a Eq. 5.19, de forma análoga à Eq. 5.9.

$$K_{eq} = \frac{(1 - \varepsilon_{eq}) \sqrt{2}}{\varepsilon_{eq} \sqrt{\varepsilon_{eq}}} \quad (5.19)$$

O $C_{d,geq}$ pode então ser calculado de acordo com a Eq. 5.20.

$$C_{d,ieq} = \frac{1}{\sqrt{\frac{1}{\varepsilon_{eq}^2} + \frac{K_{eq}^2}{1 - \varepsilon_{eq}} + \xi_i \frac{K^2}{C^2} + \Delta}} \quad (5.20)$$

ξ_i é o coeficiente de perda hidráulica, C é o coeficiente de abertura, ou raio adimensional do injetor ($C = R_i/r_s$), e Δ é o coeficiente de perda de quantidade de movimento angular. O Δ é definido pela Equação 5.21 e o ξ_i é definido pela Eq. 5.22.

$$\Delta = \frac{f}{\xi^2} \left\{ \frac{C-1}{C\xi} + f \left[\frac{K^2}{4} - \frac{1}{(2\xi-f)^2} + \frac{K}{\xi} - \frac{2}{\xi(2\xi-f)} + \frac{3}{2\xi^2} \ln \left(\frac{(2\xi-f)KC}{2} \right) \right] \right\} \quad (5.21)$$

onde ξ é dado pela Eq. 5.23

$$\xi_i = \xi_p + \frac{fl_p}{d_p} \quad (5.22)$$

$$\xi = \frac{1}{K} + \frac{fC}{2} \quad (5.23)$$

onde ξ_p é o coeficiente de perda nos orifícios de entrada e obtido graficamente pelo gráfico da Fig. 57.

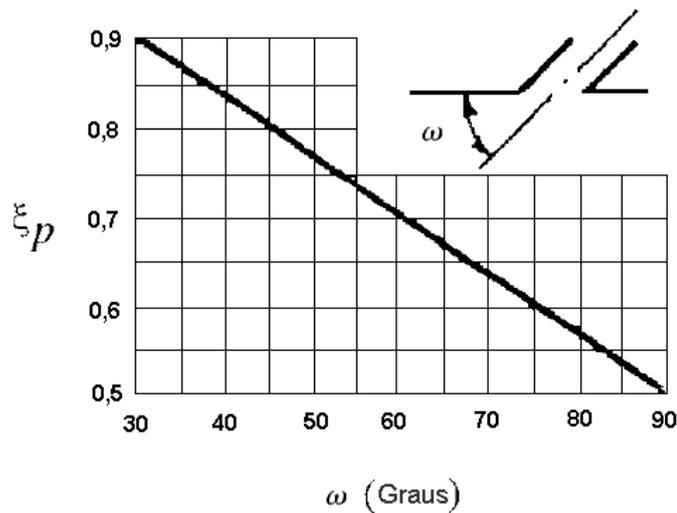


Figura 57 – Relação entre o ângulo das passagens de entrada e o ξ_p

Fonte: Adaptado de [Bazarov V. & Yang 2004]

Como o gráfico da Figura 57 é uma reta, a sua equação é facilmente obtida, facilitando o cálculo. A equação que rege a reta mostrada no gráfico acima é expressa pela Eq. 5.24.

$$\xi_p = -\frac{\omega}{150} + 1,1 \quad (5.24)$$

Por fim o ângulo de cone do *spray* corrigido é expresso pela Eq. 5.25 e o raio adimensional do núcleo de gás corrigido pela Eq. 5.26.

$$\tan \frac{\alpha_{eq}}{2} = \frac{2C_{d,ieq}K_{eq}}{\sqrt{(1 + S_{eq})^2 - 4C_{d,ieq}^2 K_{eq}^2}} \quad (5.25)$$

$$S_{eq} = \sqrt{1 - \varepsilon_{eq}} \quad (5.26)$$

5.2.3.4 Injetor centrífugo bipropelente real com mistura externa

Os injetores centrífugos bipropelentes com mistura externa, como na Fig. 51b, ainda tem três possíveis configurações, mostradas na Fig. 58.

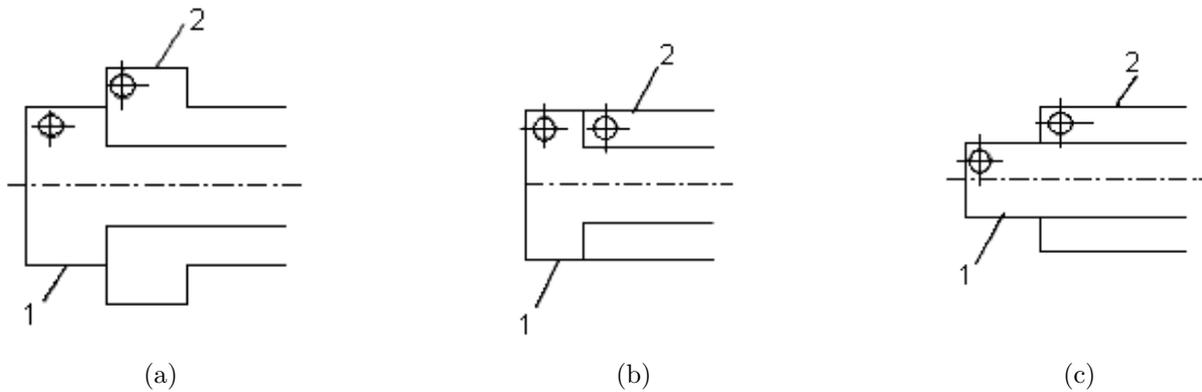


Figura 58 – Injetores centrífugos com mistura externa a) Fechado, b) Semi-aberto e c) Aberto

Fonte: Adaptado de [Bazarov V. & Yang 2004]

onde 1 é o injetor central e 2 é o injetor periférico.

A configuração mostrada na Fig. 58a tem a característica de que o escoamento de líquido no orifício de descarga do injetor central é acomodado pelo núcleo de gás do injetor periférico. Além disso, ambos os injetores são hidráulicamente independentes [Bazarov V. & Yang 2004]. E para este caso, o parâmetro geométrico característico para o injetor periférico pode ser calculado de acordo com a Eq. 5.27.

$$K_2 = \frac{A_{s,2}R_2}{A_{p,2}(r_{s,2} - r_{s,1})} = \frac{\pi R_2 (r_{s,2}^2 - r_{s,1}^2)}{A_{p,2}(r_{s,2} - r_{s,1})} \quad (5.27)$$

Para calcular o K_2 equivalente basta utilizar a Eq. 5.28, que inclui as dimensões do injetor central.

$$K_{2eq} = \frac{R_2 (r_{s,2}^2 - r_{s,1}^2)}{\frac{A_{p,2}(r_{s,2} - r_{s,1})}{\pi} + (f/2)(r_{s,2} - r_{s,1}) [A_{p,2} - (r_{s,2} - r_{s,1})]} \quad (5.28)$$

O ângulo de cone do spray resultante da colisão das duas folhas, devido aos dois injetores, pode ser calculado usando a quantidade de movimento resultante pela Eq. 5.29.

$$\tan \frac{\alpha_{res}}{2} = \frac{v_{res}}{u_{res}} = \frac{\dot{m}_2 V_{T,2} \sin(\alpha_2/2) + \dot{m}_1 V_{T,1} \sin(\alpha_1/2)}{\dot{m}_2 V_{T,2} \cos(\alpha_2/2) + \dot{m}_1 V_{T,1} \cos(\alpha_1/2)} \quad (5.29)$$

V_{T1} e V_{T2} são as velocidades totais do injetor central e periférico, respectivamente, e são calculadas por meio da Eq. 5.30.

$$v_{total,1} = \mu_1 \sqrt{\frac{2\Delta P_1}{\rho_1}} \quad ; \quad v_{total,2} = \mu_2 \sqrt{\frac{2\Delta P_2}{\rho_2}} \quad (5.30)$$

Por fim, recomenda-se que $\alpha_1 - \alpha_2$ seja de no mínimo 10.

Já a configuração mostrada na Fig. 58b o orifício de descarga do injetor central é submergido no escoamento do injetor periférico. Geralmente é utilizado com o objetivo de aumentar a capacidade de vazão do injetor central sem aumentar a queda de pressão e sem diminuir o ângulo de cone do *spray*. Por fim, a terceira configuração (Fig. 58c) é caracterizada por os injetores serem hidráulicamente independentes e a atomização depende do contato entre os fluxos dos dois injetores [Bazarov V. & Yang 2004], [Fischer 2019].

5.2.3.5 Injetor centrífugo bipropelente real com mistura interna

Os injetores centrífugos bipropelentes com mistura externa, como na Fig. 51a, ainda tem três possíveis configurações mostradas na Fig. 59.

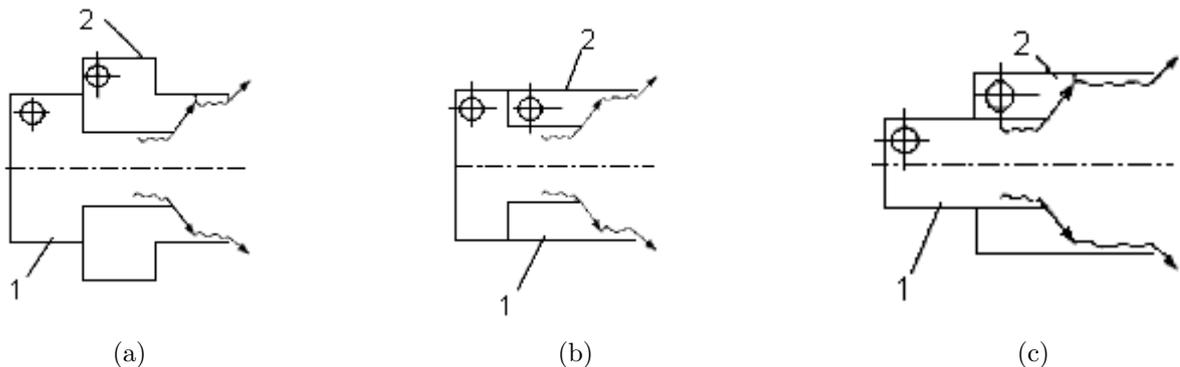


Figura 59 – Injetores centrífugos com mistura interna a) Fechado, b) Semi-aberto e c) Aberto

Fonte: Adaptado de [Bazarov V. & Yang 2004]

As configurações mostradas na Fig. 59 são similares às mostradas na Fig. 58, porém o *spray* do injetor interno colide com o fluxo do injetor periférico dentro do orifício de descarga do injetor periférico.

5.3 Tamanho de gota injetada, atomização e vaporização

5.3.1 Tamanho de gota injetada

Saber o tamanho da gota injetada é de suma importância para a análise e projeto do injetor e da câmara de combustão. Existem algumas formas de caracterizar o tamanho das gotas, o mais utilizado é por meio do diâmetro médio. O diâmetro médio, por sua vez, possui algumas possíveis abordagens de cálculo. Porém, o tipo de diâmetro médio a ser utilizado em análises em motores de foguetes é o Diâmetro Médio de Sauter (SMD, sigla em inglês), também conhecida como D_{32} , pois é recomendado para aplicações de transferência de massa e reações [Lefebvre e McDonell 2007].

Para injetores centrífugos existem vários modelos de SMD. Em geral eles são empíricos e os mais utilizados foram a equação derivada por [Jasuja 1979], a equação de [Babu K. R. & Narasimhan 1982], a de [Kennedy 1985] e de [Lefebvre 1983]. Porém, a equação derivada por [Radcliffe 1960] demonstrou ter acurácia mais aceitável em motores de foguetes [Gontijo M S & Fischer 2020], [Fischer 2019]. A equação de Radcliffe é mostrada na Eq. 5.31.

$$SMD = 7,3\sigma^{0,6}\nu_L^{0,2}\dot{m}_L^{0,25}\Delta P^{-0,4} \quad (5.31)$$

onde σ é a tensão superficial, ν é a viscosidade cinemática e o subscrito L refere-se à fase líquida. É importante lembrar que o SMD é um valor médio de uma distribuição e para análises mais robustas essa distribuição deve ser considerada para obter resultados mais precisos

De acordo com [Kessaev 1997], as seguintes relações para o ΔP são recomendadas, onde existem apenas uma dependência do tipo de propelente a ser utilizado, líquido ou gasoso (P_c em Pa):

$$\Delta P = \begin{cases} 80\sqrt{10P_c} & \text{se: propelente líquido} \\ 40\sqrt{10P_c} & \text{se: propelente gasoso} \end{cases} \quad (5.32)$$

Já [Humble R. W. & Henry 1995] faz outras recomendações, a depender do fato de haver controle ou não de empuxo, como mostrado abaixo:

$$\Delta P = \begin{cases} 0,2P_c & \text{se: sem controle de empuxo} \\ 0,3P_c & \text{se: com controle de empuxo} \end{cases} \quad (5.33)$$

A Figura 60 mostra em como o SMD varia com a queda de pressão, que por sua vez depende da pressão na câmara de combustão. Usou-se a Equação 5.32, para propelentes líquidos.

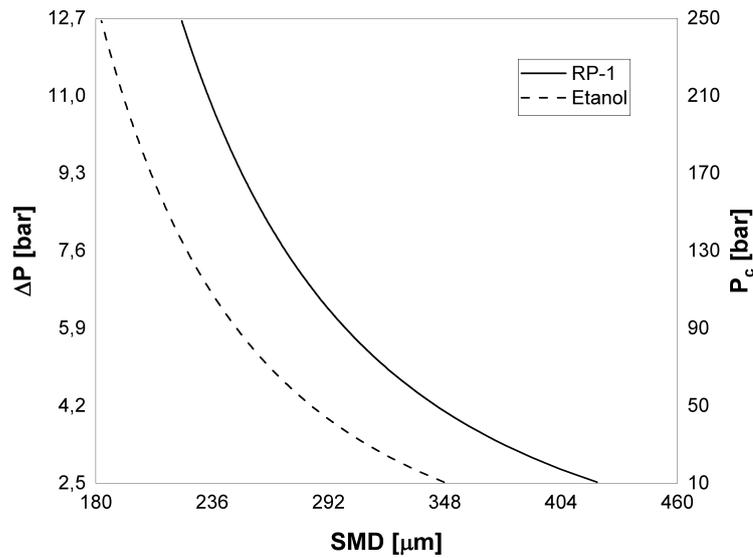


Figura 60 – Variação do SMD com a ΔP e a P_c

Fonte: Autor

5.3.2 Atomização

A atomização é um importante mecanismo que permite o aumento da superfície de contato das gotas de propelente por meio de quebras do propelente líquido injetado. A atomização também é fundamental nas análises de estabilidade de combustão de alta e baixa frequência, nas análises térmicas e no dimensionamento do volume da câmara de combustão [Ito 2004].

Os mecanismos de quebra dependem de uma relação entre as forças aerodinâmicas e as forças de tensão superficial em detrimento do regime de escoamento. A Figura 61 mostra como essas forças atuam nas gotas. Além disso, os mecanismos de quebra podem ser divididos, de forma simplificada, em quatro estágios. O primeiro mecanismo é a quebra de Rayleigh, seguido da quebra primária, da quebra secundária e, finalmente, da atomização [Wang 2016].

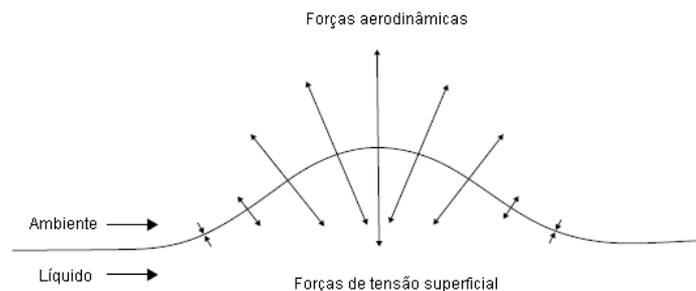


Figura 61 – Interação de forças aerodinâmicas e de tensão superficial nas gotas injetadas

Fonte: Adaptado de [Lefebvre e McDonell 2007]

O parâmetro que avalia a turbulência do escoamento é o número de Reynolds (4.59, onde $D = d_s$ para o injetor), em que quando atinge o valor de 2300 é definido escoamento turbulento. Para melhorar a atomização, requiere-se que $Re \gg 2300$. Já o número de Weber é a razão da força de inércia pela de tensão superficial. O último parâmetro é o número de Ohnesorge que compara a influência da viscosidade sobre as forças da deformação da gota injetada [Saeedipour et al. 2014], [Lefebvre e McDonell 2007], [Schmidt 1984], [Gamper e Hing 2013]. Os três números adimensionais são relacionados pela Fig. 62 e por meio da relação abaixo:

$$We = (OhRe)^2 \begin{cases} Re = \frac{\rho v d_s}{\mu} \\ Oh = \frac{\mu}{\sqrt{\rho \sigma d_s}} \\ We = \frac{\mu v^2 d_s}{\sigma} \end{cases} \quad (5.34)$$

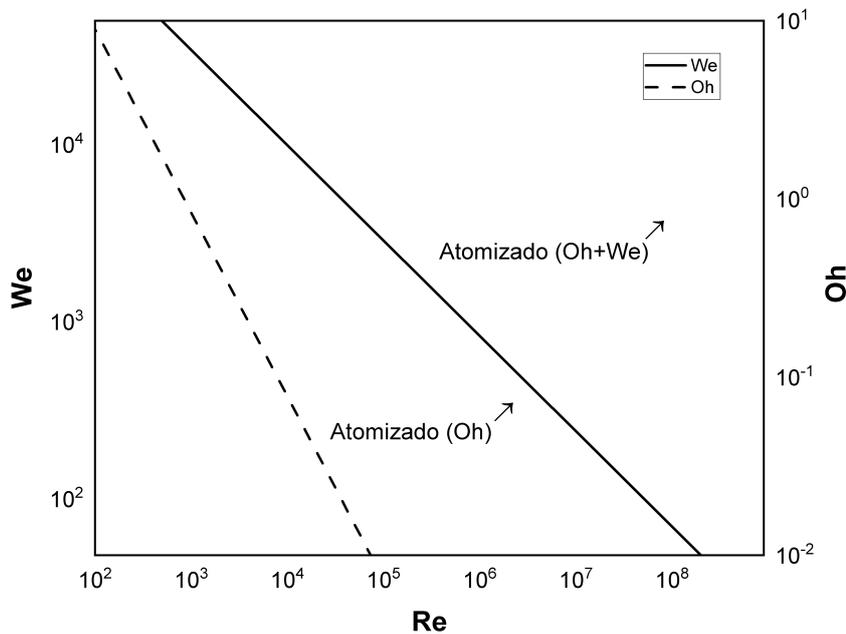


Figura 62 – Regiões de transição de líquido não atomizado para atomizado em função de We, Oh e Re

Fonte: Adaptado de [Gontijo e Shynkarenko 2020]

Analisando a Figura 62 percebe-se que é considerado que o líquido irá atomizar à direita e à cima da linha contínua de Weber. Esse gráfico pode ser mais completo e mostrar os mecanismos de quebra com a variação dos parâmetros adimensionais, porém, para este trabalho será considerado que os mecanismos de quebra anteriores ao de atomização são desprezíveis devido às condições de injeção em um MFPL.

Os números de Weber e Ohnesorge que ficam em cima das linhas mostradas no gráfico acima representam os números críticos.

5.3.3 Vaporização

A vaporização é a última etapa necessária para que os propelentes possam entrar em combustão. Isso faz-se necessário, pois materiais na fase líquida não queimam, apenas na fase gasosa.

A vaporização ocorre devido à transferência de calor entre o gás dentro da câmara de combustão e a gota líquida. Além disso, um filme de vapor é criado ao redor da gota, conforme vaporiza. A Figura 63a mostra como as frações mássicas e a temperatura varia ao longo da gota e a Fig. 63b mostra como a transferência de calor ocorre na gota. Já a Fig. 63c mostra a difusão e a advecção que ocorrem devido a uma mistura do gás dentro da câmara de combustão e o vapor da gota.

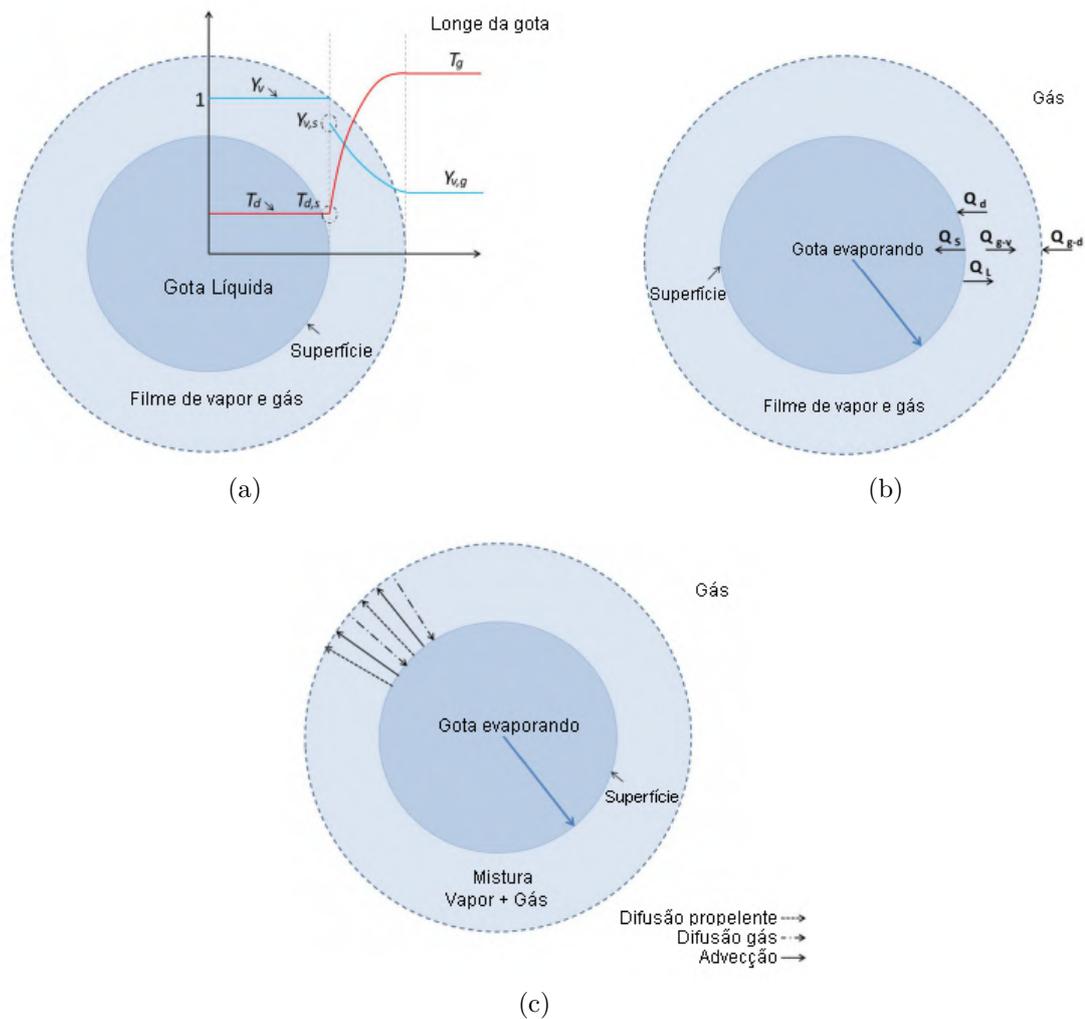


Figura 63 – a) Frações mássicas e temperaturas na gota, b) Transferência de calor na gota, c) Convecção e advecção na gota

Fonte: Adaptado de [Pinheiro e Vedovoto 2018]

onde Y é a fração mássica e os subscritos d , v , s e g representam a gota, o vapor, a superfície e o gás, respectivamente.

Vários modelos de vaporização de gotas foram desenvolvidos para prever dimensões de motores de foguete, motores de combustão interna, turbinas à gás, geradores de gás, ramjets, scramjets, entre outros. [Turns 2012] apresenta três simples modelos de vaporização, o primeiro é a vaporização sem combustão e utiliza a lei do d^2 para prever o tempo de vida da gota. O segundo modelo considera efeitos da combustão. E, finalmente, o terceiro modelo considera uma combustão controlada pela vaporização uni-dimensional. [Priem e Heidmann 1958] usou modelos de vaporização para prever a eficiência de combustão em MFPL. Outros modelos também tentam modelar a influência da intensidade da turbulência na vaporização [Khan e Qamar 2019]. Modelos mais complexos são apresentados por [Salvador 2004], em que considera a deformação das gotas devido ao arrasto e expansão térmica, e por [Wang 2016], em que considera uma vaporização de um grupo de gotas, vaporização sub-crítica, entre outras características. Além disso, [Sirignano 2010] apresenta uma completa teoria da vaporização de gotas, considerando vários efeitos como a combustão, convecção, vórtices, arrasto, difusão, aquecimento, camada limite, filme líquido, entre outros.

Há quatro números de transferência [Spalding 1953], [Spalding 1979] para este tipo de análise. Um deles é usado para análises de combustão de carbonos e o outro de metais, logo não serão utilizados neste trabalho. O terceiro número de transferência é dividido em dois [Wang 2016], o número de transferência de energia térmica de Spalding, expresso pela Eq. 5.35, e o número de transferência de massa de Spalding, que relaciona as frações mássicas e é expresso pela Eq. 5.36.

$$B_T = c_{p,g} \frac{T_g - T_s}{Q_b} \quad (5.35)$$

$$B_M = \frac{Y_{v,s} - Y_{v,g}}{1 - Y_{v,s}} \quad (5.36)$$

onde Q_b é o calor de vaporização (ou ebulição, neste caso), T_g é a temperatura do gás, T_s é a temperatura da superfície (que é igual à temperatura de ebulição T_b) e $c_{p,g}$ é o calor específico do gás.

Quando o número de Lewis (razão entre a difusividade térmica e a difusividade mássica) é igual a 1, tem-se que $B_T = B_M$. O quarto número de transferência é o utilizado para análise de combustíveis líquidos, é conhecido apenas como número de transferência de Spalding e é mostrado na Eq. 5.37.

$$B = \frac{Cv \cdot w_{ox}}{r_{ox} Q_b} + c_{p,g} \frac{T_g - T_s}{Q_b} \quad (5.37)$$

onde Cv é o valor calorífico, w_{ox} é a concentração de oxigênio em peso e r_{ox} é o peso de oxigênio requerido para a reação de uma unidade de peso de combustível.

Outro parâmetro importante é o arrasto aerodinâmico que impacta na vaporização de uma gota injetada a uma velocidade v_i . A Equação 5.38 mostra o arrasto para uma partícula esférica, derivada da Lei de Stokes,

$$S_r = \frac{9Pr}{2 \ln(1+B)} \approx \frac{9Pr}{2B} \quad (5.38)$$

De acordo com [Spalding 1958] e [Spalding 1959], os valores médios de B , S_r e Pr são de 6, 0,5 e 0,7, respectivamente.

Outros processos também são importantes de serem analisados, como a dispersão das gotas, a interação das gotas com a turbulência, a decomposição, a combustão das gotas, entre outros [Yang V. & Lafon 2004], [Sirignano 2010], [Priem e Heidmann 1958], [Chiu 2004], porém são modelagens mais complexas e não serão abordadas neste trabalho.

5.4 Comprimento característico

O comprimento característico L^* é o parâmetro responsável por prover volume de câmara de combustão suficiente para que os propelentes sejam injetados, atomizados, vaporizados, misturados e entrem em combustão completa [Huzel e Huang 1992], [Sutton e Biblarz 2010], [Gontijo M S & Fischer 2020], [Gontijo M S & Fischer 2021], [Altman et al. 1960], [Hill e Peterson 1992]. Todos esses processos, em geral, devem ocorrer antes da entrada da tubeira. Porém, existem casos onde assume-se reações químicas dentro da parte convergente da tubeira. Este parâmetro também é de fundamental importância para a análise de estabilidade de combustão, por meio do critério de Summerfield [Summerfield 1951]. O L^* então é calculado de acordo com as Eqs. 5.39 e 5.40.

$$L^* = \frac{V_c}{A_t} = \frac{\dot{m}V_s t_s}{A_t} \quad (5.39)$$

$$L^* = \frac{\dot{m}V_s t_s}{A_t} \quad (5.40)$$

onde V_c é o volume da câmara de combustão, V_s é o volume médio específico e t_s é o tempo de residência que os propelentes levam para serem injetados, atomizados, vaporizados, misturados e entrem em combustão. Como é possível interpretar das Eqs. 5.39 e 5.40, o comprimento característico deve ser o menor possível, pois o peso da câmara de combustão diminui e as perdas por transferência de calor são minimizadas.

Na maior parte da literatura é apresentado, apenas, valores empíricos em função da mistura de propelente [Huzel e Huang 1992], [Humble R. W. & Henry 1995]. A Tabela 14

mostra os valores típicos de L^* para algumas misturas de propelente. Mas, como já visto previamente na Seção 5.3, o comprimento característico não pode ser colocada apenas em função dos propelentes. Para isso, um dos primeiros modelos para estimar o comprimento característico foi feito por [Priem e Heidmann 1958] e por [Spalding 1959]. Porém, o modelo de Spalding simplifica as equações diferenciais associadas a este problema em uma única equação analítica unidimensional. Outros modelos mais complexos são compilados por [Salvador 2004], [Salvador e Costa 2006] e [Wang 2016]. Porém, todos esses modelos são mais custosos computacionalmente.

Tabela 14 – Valores típicos de L^* para algumas misturas de propelente

Propelente	L^* [m]
LF ₂ /hidrazina	0,61 ~ 0,71
LF ₂ /GH ₂	0,56 ~ 0,66
LF ₂ /LH ₂	0,64 ~ 0,76
Ácido Nítrico/Hidrazina	0,76 ~ 0,89
N ₂ O ₄ /Hidrazina	0,60 ~ 0,89
LOx/Amônia	0,76 ~ 1,02
LOx/GH ₂	0,56 ~ 0,71
LOx/LH ₂	1,02 ~ 1,27
LOx/RP-1	1,02 ~ 1,27
H ₂ O ₂ /RP-1 (incluindo leito catalítico)	1,52 ~ 1,78
LOx/Etanol	2,50 ~ 3,00

Fonte: [Huzel e Huang 1992], [Humble R. W. & Henry 1995], [Khan e Qamar 2019]

É importante citar que as seguintes suposições foram feitas para a modelagem do L^* :

1. As gotas tem tamanho e velocidade uniforme, sem distinção de gotas de combustível e oxidante;
2. Escoamento unidimensional;
3. Difusão binária com número de Lewis igual a 1;
4. As reações químicas ocorrem em um comprimento infinitesimal quando o diâmetro da gota tende a 0;
5. Pressão e temperatura são uniformes dentro da câmara de combustão;
6. SMD para prever tamanho de gota injetada;
7. As gotas são esféricas;
8. Mecanismos de quebra são desprezados, ou seja, o propelente já sai atomizado dos injetores;

9. Razão de mistura uniforme;
10. Efeitos de turbulência são desprezados;
11. Efeitos convectivos são desprezados;
12. Como, em geral, as gotas de combustível levam mais tempo para vaporizar do que as gotas de oxidante, a análise é feita em cima das gotas de combustível.

Então, a partir das suposições feitas acima, a Equação 5.41 mostra a equação do comprimento característico desenvolvida por Spalding e a Eq. 5.42 mostra o tempo de residência, ou tempo de permanência ou tempo de vida, que é o tempo que a gota leva para vaporizar completamente. Ou seja, o tempo que a gota leva para ir da saída dos injetores até atingir o SMD igual a zero, ou o tempo para a gota sair dos injetores e chegar à entrada da tubeira/final da câmara de combustão. Geralmente, esse tempo está na ordem de milissegundos.

$$L^* = \xi^* r_0^2 \left[\frac{2}{\gamma_c + 1} + \left(\frac{\dot{G}_c}{\rho_c \sqrt{\gamma_c R T_c}} \right)^2 \frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c + 1} \right]^{\frac{\gamma_c + 1}{2(\gamma_c - 1)}} \frac{c_{p,c} \rho_L \sqrt{\gamma_c R T_c}}{k \ln(1 + B)} \quad (5.41)$$

$$t_s = \frac{\epsilon_c L^*}{\sqrt{\gamma_c R T_c}} \left(\frac{\gamma_c + 1}{2} \right)^{\frac{\gamma_c + 1}{2(\gamma_c - 1)}} \quad (5.42)$$

onde r_0 é o raio da gota injetada (SMD/2), $c_{p,c}$, ρ_c e γ_c são o calor específico a pressão constante, a massa específica e a razão dos calores específicos dos produtos de combustão, ξ^* é o comprimento mínimo adimensional para o propelente vaporizar, dado na Eq. 5.44, e \dot{G}_c é o fluxo mássico de propelente na câmara de combustão, dado pela Eq. 5.43. É importante lembrar que fluxo mássico é diferente de vazão mássica e é dado pela vazão mássica por unidade de área.

$$\dot{G}_c = \frac{\dot{m}}{A_c} \quad (5.43)$$

$$\xi^* = \frac{\chi_0 + 0,3S_r}{2 + S_r} \quad (5.44)$$

onde χ_0 é a razão entre a velocidade injeção e a velocidade final do gás na entrada da tubeira ($\chi_0 = v_i/v_c$). A Figura 64 mostra como o ξ^* varia com o χ_0 e o S_r .

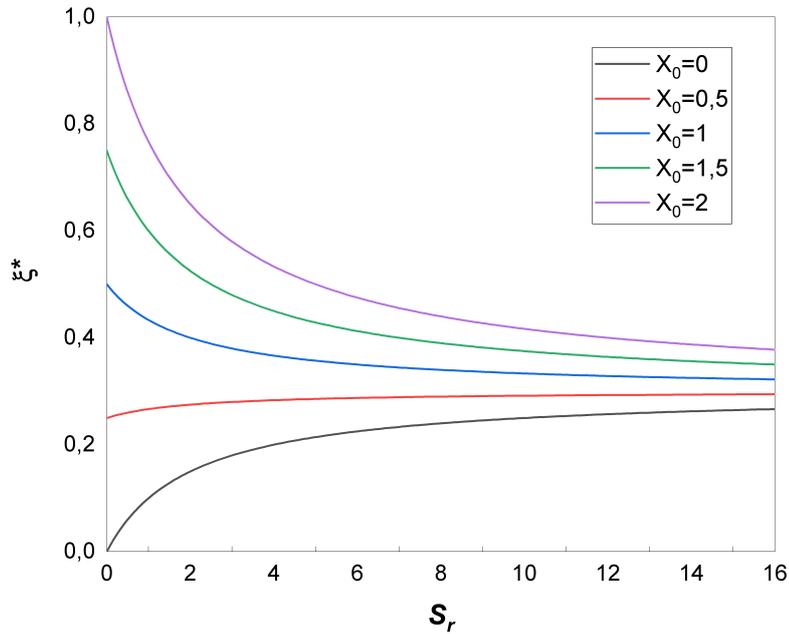


Figura 64 – Variação do ξ^* com o χ_0 e o S_r .

Fonte: Autor

O ξ^* é um comprimento adimensional, como já citado. Logo, quando $\xi = 0$, refere-se ao injetor e quando $\xi = 1 = \xi^*$ refere-se ao fim da câmara de combustão/entrada da seção convergente da tubeira. Analisando a Figura 64, percebe-se que quanto maior o valor de χ_0 maior é o ξ^* e, conseqüentemente, maior o L^* . Porém, para altos valores de S_r , os valores de ξ^* é de, em média, 0,4, com baixa dependência de χ_0 .

A Figura 65 mostra como o modelo funciona, em que o comprimento da câmara de combustão deve ser suficiente para que as gotas injetadas sejam vaporizadas.

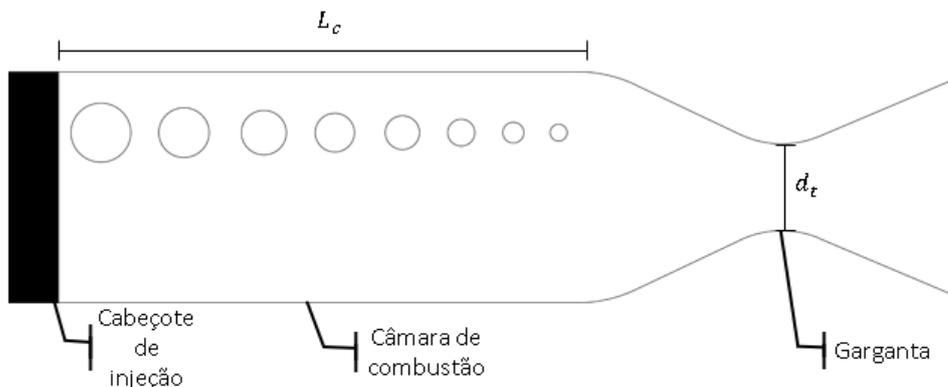


Figura 65 – Modelo representativo de vaporização para cálculo do L^*

Fonte: Autor

O L_c na Figura 65 representa o comprimento da câmara de combustão e, para câmaras cilíndricas, tem-se que $L_c = V_c/A_c$.

Como já dito, o L^* impacta diretamente no desempenho do motor. A Equação 5.45 mostra como o comprimento característico e o tempo de residência impactam na velocidade característica.

$$C^* \cong \left(\frac{\rho_c}{\rho_t} \right) \frac{L^*}{t_s} \frac{1}{\gamma_c} \left(\frac{\gamma_c + 1}{2} \right)^{\frac{\gamma_c + 1}{\gamma_c - 1}} \quad (5.45)$$

A Figura 66 mostra como o L^* afeta o desempenho do motor por meio da velocidade característica.

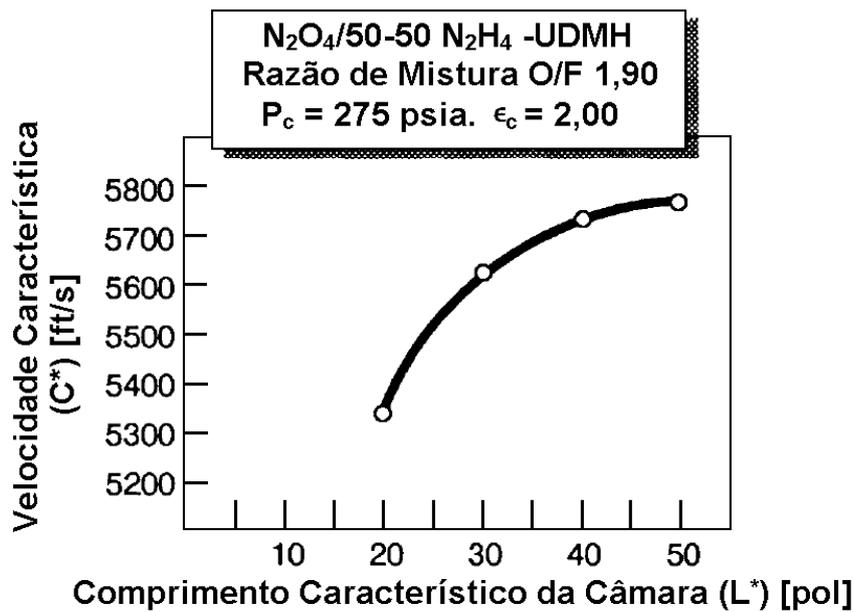


Figura 66 – Impacto do L^* sobre a C^*

Fonte: Adaptado de [Huzel e Huang 1992]

Em [Gontijo M S & Fischer 2020] foi feita uma análise para entender quais fatores afetam mais o comprimento característico. Para isso, a Equação 5.41 foi dividida em quatro partes. A primeira parte é o SMD, por meio de r_0 . A segunda parte é o ξ^* . A terceira é a parte da vaporização, representada pelo inverso da difusividade térmica dividido por uma relação do número de transferência $((c_{p,c}\rho_L/k) / \ln(1 + B))$. E a última parte é a parte gás dinâmica $\left(\sqrt{\gamma RT_c} \left[2/(\gamma + 1) + (\rho_c \sqrt{\gamma RT_c})^2 (\gamma - 1) / (\gamma + 1) \right]^{(\gamma+1)/2(\gamma-1)} \right)$. A Figura 67 mostra o quanto cada parte influencia no L^* .

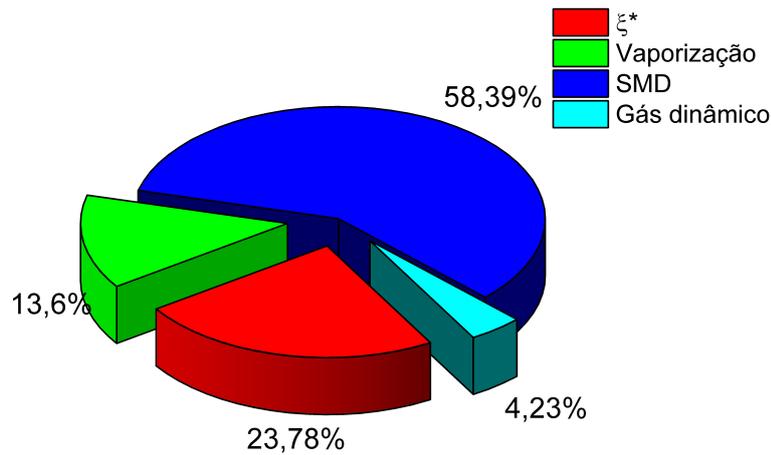


Figura 67 – Comparação dos fatores que afetam o L^*
 Fonte: Adaptado de [Gontijo M S & Fischer 2020]

Analisando a Figura 67, nota-se que o projeto do injetor tem o maior impacto no L^* , pois a parte do SMD e do ξ^* são diretamente dependentes do injetor. Então, uma injeção com alta atomização é a abordagem principal para obter baixo comprimento característico. A P_c também tem alto impacto no L^* , pois o aumento da pressão diminui o SMD, afeta o ξ^* por meio da velocidade de injeção e do gás, diminui a parte de vaporização (pois o c_p diminui) e aumenta a velocidade do som e a massa específica do gás dos produtos da reação.

Em [Gontijo M S & Fischer 2020] também foi proposto um novo parâmetro propulsivo conhecido como ϕ^* , que é definido como sendo a razão de equivalência necessária para prover o comprimento característico mínimo. O gráfico da Figura 131 mostra os valores de ϕ^* variando com a pressão da câmara.

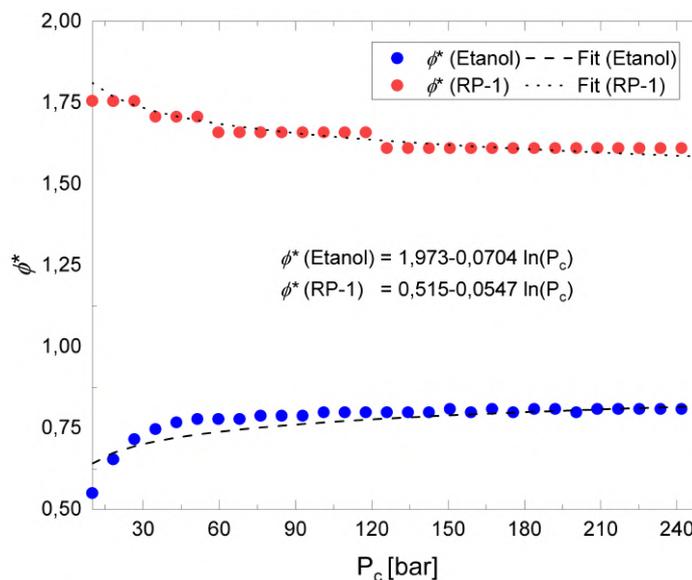


Figura 68 – ϕ^* em função de P_c para Etanol/LOx e RP-1/LOx
 Fonte: Adaptado de [Gontijo M S & Fischer 2020]

Por meio da Figura 131 é possível ver que nem sempre uma mistura rica em combustível é utilizada, assim como previamente dito na Seção 4.9, e este resultado está em concordância com motores já desenvolvidos [Hugh 1995], [Gontijo M S & Fischer 2020], [Spalding 1959], [Almeida D. S. & Shimote 1999], [Pfuetzenreuter et al. 2017].

Por fim, para obter um baixo L^* , basta seguir a relação mostrada na Eq. 5.46.

$$L^* \downarrow \left\{ \begin{array}{l} P_c \uparrow \\ \text{SMD} \downarrow \\ G_c \downarrow \\ \chi_0 \downarrow \\ S_r \downarrow \\ \phi \rightarrow \phi^* \end{array} \right. \quad (5.46)$$

A teoria completa do comprimento característico desenvolvida por Spalding é mais detalhadamente discutida no Apêndice A.

5.5 Ignição

Os ignitores são responsáveis por prover a energia necessária para que os propelentes entrem em combustão. Alguns tipos de propelentes tem a vantagem de não precisar de ignitor. Esses propelentes são chamados de hipergólicos. As possíveis misturas compiladas na Tab. 11 não são hipergólicas, logo necessita-se de um sistema de ignição.

O atraso de ignição é um fenômeno importante a ser levado em consideração, especialmente em motores de controle de atitude e de transferência de órbita. O atraso de ignição é o tempo que leva para que a ignição ocorra após o acionamento do sistema de ignição. Esse tempo depende de alguns fatores como o comprimento da linha de alimentação entre a câmara de combustão e a válvula principal, o tempo para abrir a válvula, o tempo para que a linha seja preenchida de propelente, o tempo para que a câmara de distribuição seja preenchida de propelente, o tempo de residência t_s e o tempo de pressurização da câmara de combustão.

Existem vários tipos de ignitores e estão compilados em [Altman et al. 1960], [Huzel e Huang 1992] e [Sutton e Biblarz 2010], porém não será abordado neste trabalho por não ser o foco, logo, será assumido que o sistema de ignição já tenha sido desenvolvido separadamente.

5.6 Ciclos de operação

A operação do MFPL é dado por ciclos. Esses ciclos são importantes para definir os componentes do sistema de alimentação e também impactam na pressão de operação da câmara de combustão e no desempenho do sistema propulsivo. A Figura 69 mostram alguns dos ciclos mais comuns utilizados em MFPL.

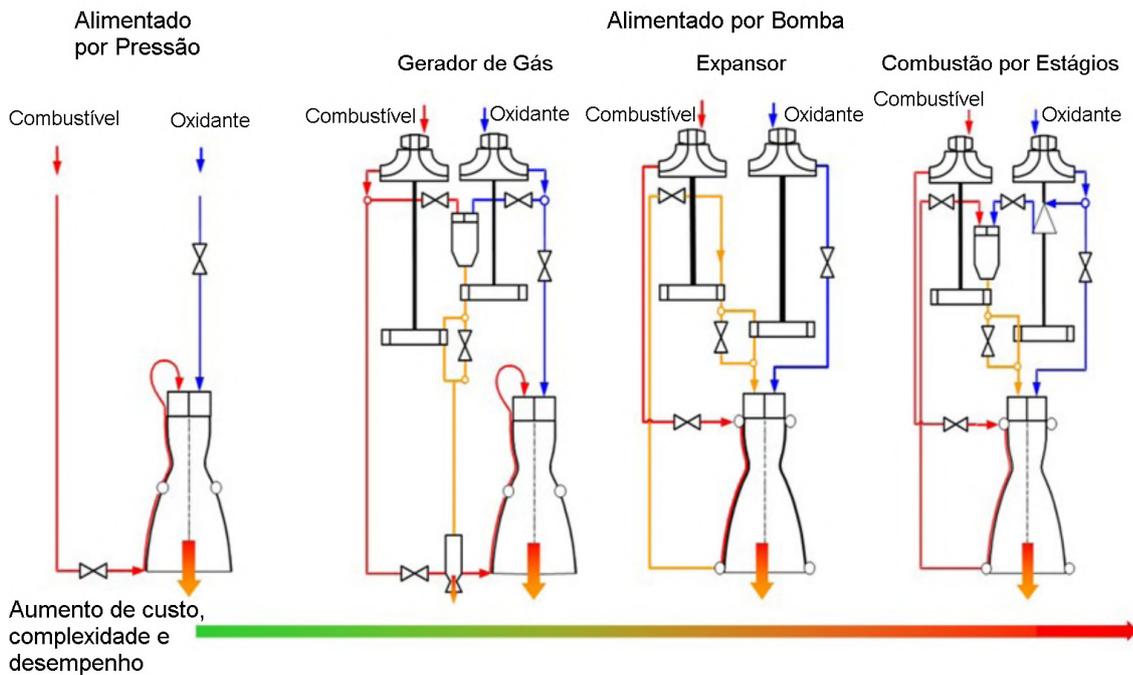


Figura 69 – Ciclos mais utilizados em MFPL

Fonte: Adaptado de [Almeida D. S. & Santos 2021]

Como é possível ver na Figura 69, ciclos que possuem turbobombas alcançam maior desempenho e também podem fornecer maiores pressões de câmara, em comparação com sistemas pressurizados. Porém, as turbobombas e seus componentes auxiliares aumentam consideravelmente a complexidade e os custos. Por isso, em geral, os desenvolvimentos de MFPL também são feitos na ordem da esquerda para a direita dos ciclos mostrados na Fig. 69. Atualmente são poucos os países/empresas com motores que utilizam combustão por estágios, justamente pela alta complexidade e custos de desenvolvimento.

Atualmente, motores elétricos que acionam as bombas estão sendo utilizados em alguns veículos lançadores em substituição aos sistemas com turbobombas. A desvantagem dessa solução é o peso das baterias que pode ser tornar consideravelmente mais alto na maioria das ocasiões. Para tempos de queima curtos as baterias de Li-Po (Polímero de Lítio) são mais utilizadas e para tempos de queima maiores (entre 234 e 660 segundos) as baterias de Li-Ion (Íon-Lítio) são utilizadas [Rachov P. A. P. & Tacca 2013].

Como este trabalho terá um foco maior em ciclos alimentados por pressão, a Figura 70 mostra um esquemático clássico dessa configuração.

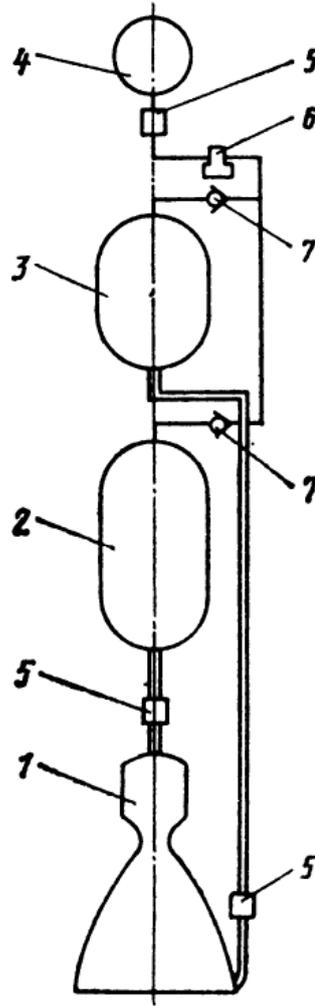


Figura 70 – Ciclo alimentado por pressão

Fonte: [Alemasov B. E. & Dregalin 1980]

onde 1 é a câmara de empuxo, 2 é o tanque de oxidante, 3 é o tanque de combustível, 4 é o tanque pressurizante, 5 são as válvulas principais de controle de vazão, 6 é o regulador de pressão e 7 são válvulas de retenção. Neste tipo de sistema, um tanque de pressurizante aumenta a pressão dos tanques de propelente. Em geral, os propelentes são armazenados à pressão ambiente, por isso o pressurizante é necessário. Uma particularidade seria o óxido nítrico que, por ser bifásico e possuir alta pressão de vapor, não necessariamente precisa de um tanque adicional. Esta característica é conhecida como auto-pressurização [Filho e Gontijo 2020]. Porém, ainda é possível usar um tanque adicional caso necessário.

Uma característica interessante a se observar é que, em geral, o tanque de combustível fica acima do de oxidante. Este arranjo deve-se ao uso do combustível, em motores com resfriamento regenerativo, como líquido refrigerante da tubeira e da câmara de combustão. Logo, a diferença de altura maior ajuda com que o fluido passe pelos dutos de resfriamento.

O Apêndice B mostra exemplos mais detalhados de motores reais de cada um dos

ciclos.

5.7 Sistema de alimentação

O sistema de alimentação tem como objetivo transportar o propelente para a câmara de empuxo. Para que isso seja possível, tubulações, válvulas e filtros devem ser utilizados. Além disso, componentes auxiliares como sensores e atuadores devem ser implementados e fatores como compatibilidade química e selamento devem ser considerados.

5.7.1 Válvulas

Válvulas são componentes que permitem ou impedem a passagem de fluidos, além de ser possível, em alguns caso, o controle do fluxo.

Existe uma grande variedade de tipos de válvulas. Para motores com tempos de queima longos e altos empuxos as válvulas principais são desenvolvidas e, em geral, não estão disponíveis no mercado. A Figura 71 mostra um exemplo de válvulas principais de combustível e oxidante que não são COTS (Commercial off-the-Shelf).

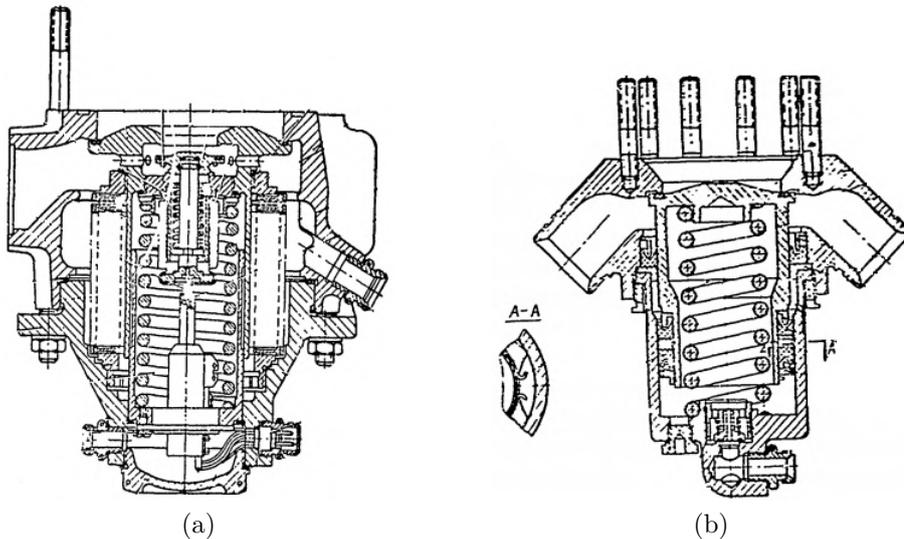


Figura 71 – Exemplo de válvula principal de a) Oxidante e b) Combustível

Fonte: Adaptado de [Edelman 1972]

Entretanto, essas válvulas são muito complexas e levam muito tempo para serem desenvolvidas. Logo, neste trabalho apenas serão consideradas válvulas COTS. As válvulas comerciais mais comuns usadas em MFPL são as válvulas esfera e borboleta. No começo da corrida espacial as válvulas borboleta eram mais usadas, mas atualmente as válvulas esfera ganharam mais espaço [NASA 2011]. Válvulas pirotécnicas também são utilizadas para motores de curto tempo de queima e que não requerem controle de fluxo [Edelman 1972].

Outro fator relevante para a escolha da válvula principal, e para qualquer válvula que impacte no fluxo de propelente para a câmara de combustão, é a queda de pressão. A queda de pressão deve sempre ser reduzida ao máximo, por isso válvulas borboletas e esferas são utilizadas, pois fornecem passagem plena do fluido. A passagem plena também é fundamental para impedir recirculações, que podem gerar cavitação. Além disso, para fluidos oxidantes, a colisão de partículas pode causar ignição dentro da válvula, ressaltando a importância da passagem plena (e isso vale para qualquer componente hidráulico) [Edelman 1972], [Rosales K. R. & Shoffstall 2007], [Ramos e Nilo 2020], [Hermani e Coelho 2020]. A Figura 72 mostra como uma ignição por colisão de partículas pode ocorrer dentro de uma válvula.

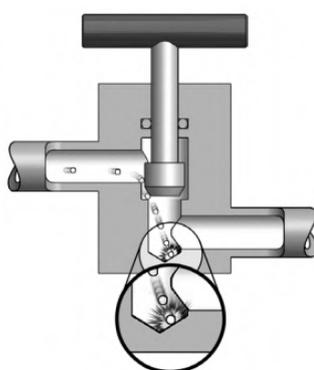


Figura 72 – Ignição por colisão de partículas dentro de uma válvula

Fonte: [Rosales K. R. & Shoffstall 2007]

Válvulas de retenção também são amplamente utilizadas como forma de segurança para impedir possíveis fluxos reversos. Outro tipo de válvula de segurança é a válvula de alívio, que é responsável por liberar a pressão para o ambiente de algum componente hidráulico, caso a pressão ultrapasse algum valor pré-determinado.

A sangria e a ventilação são fatores importantes para o controle de volume de propelente dentro do tanque. A sangria é responsável por retirar líquido do tanque e a ventilação por retirar vapor. Para o caso de propelentes criogênicos ou bifásicos (como o N_2O), esses mecanismos devem controlar a quantidade de vapor dentro do tanque, já que esses vaporizam rapidamente em temperatura ambiente. Além disso, é necessário que exista um volume de vapor dentro do tanque para evitar acidentes devido à ebulição do propelente [Huzel e Huang 1992]. Nestes casos, válvulas de baixo fluxo podem ser utilizadas.

A atuação das válvulas em motores de foguetes são, geralmente, feitas pneumaticamente [Edelman 1972]. Atuadores pneumáticos possuem alto torque e alta taxa de rotação. Esses dois fatores são fundamentais, pois o torque requerido pode ser relativamente alto devido à pressão do propelente na linha de alimentação e, se for criogênico, o congelamento também cria uma resistência à abertura. Além disso, como já dito na

Seção 5.5, o atraso de ignição depende do tempo de abertura das válvulas, logo alta taxa de rotação é necessária para diminuir o atraso de ignição e, de forma análoga, para diminuir o tempo de desligamento do motor. Já para válvulas de baixo fluxo e que não há grandes problemas com queda de pressão (como as de sangria e de ventilação), atuadores solenoides podem ser utilizados.

5.7.2 Termopares

Os termopares são sensores de temperatura largamente implementados na indústria aeroespacial. Estes são compostos por dois fios de metais diferentes conectados, que quando expostos à diferenças de temperatura se deformam de formas diferentes, causando uma mudança da resistência elétrica. Além disso, também existem três tipos de ponta de termopar. A escolha dos metais dos fios e do tipo de ponta depende da aplicação. A Figura 73 mostra os tipos de ponta de termopar.

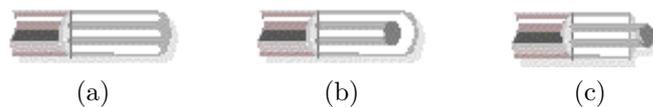


Figura 73 – Tipos de ponta de termopares: a) Aterrado, b) Isolado e c) Exposto

Fonte: Adaptado de [OMEGA 2021]

O termopar da Figura 73a suportam maiores temperaturas, porém o tempo de resposta é maior, o termopar da Fig. 73b é o meio termo de resistência e tempo de resposta e o termopar da Fig. 73c possui baixa resistência à temperaturas, porém possuem baixo tempo de resposta. Outros fatores de escolha são o tipo de calibração (dependendo da temperatura de exposição), a resistência química, o custo, a precisão requerida, a restrição de diâmetro do orifício e a resistência à abrasão e vibração [OMEGA 2021].

5.7.3 Transdutores de Pressão

Os transdutores de pressão são sensores de pressão que convertem o a tensão exercida sobre ele em um sinal elétrico analógico, por meio da deflexão de um diafragma, modificando a resistência elétrica proporcional à pressão [OMEGA 2021].

Assim como os termopares, existem vários tipos de transdutores de pressão que a sua escolha depende de alguns fatores como a faixa de pressão de operação, a precisão requerida, o custo, a resistência à ruptura, a aplicação, entre outros.

5.7.4 Reguladores de Pressão

O regulador de pressão tem a função de controlar a pressão em uma região específica e também é comumente utilizado para controlar a pressão do pressurizante que é

levado aos tanques de propelentes, no caso de ciclos alimentados por pressão.

5.7.5 Medidor de Vazão

Medidores de vazão medem a taxa de vazão mássica ou volumétrica de um fluido. Novamente, a escolha deste componente depende de alguns fatores como o fluido de trabalho, a precisão requerida, o custo, a temperatura, a pressão, entre outros [OMEGA 2021]. Em geral, para motores de foguete o medidor do tipo turbina [Newlands 2019].

5.7.6 Roscas, flanges e selamento

As roscas hidráulicas tem a função de conectar componentes do sistema de alimentação. Também existem uma grande variedade de roscas e a sua escolha depende de vários fatores. Alguns deles estão compilados na Tab. 15. Outra opção é o uso de flanges, que também está na Tab. 15.

Tabela 15 – Fatores para escolha de roscas

Rosca	Pressão	Selamento	Resistência à vibração	Facilidade de instalação	Reutilização
Com O-ring	1	1	2	1	1
JIC de 37°	2	3	3	3	3
NPT, NPTF BSPT	2	4	4	4	4
Flange de 4 parafusos	1	3	1	2	1

Fonte: [Parker 2017]

onde 1 é excelente, 2 é muito bom, 3 é bom e 4 é fraco.

Além disso, outros fatores como a versatilidade, disponibilidade no mercado, aplicação, estanqueidade, confiabilidade e maneabilidade devem ser considerados [Parker 2017], [Carreiro e Peres 2020].

Outro ponto crítico a ser levado em consideração no sistema de alimentação é o selamento das conexões hidráulicas. Dependendo do tipo de rosca, do tipo de conexão, do fluido, da temperatura e da pressão defini-se um tipo de selamento. Os tipos mais comuns de selamento são por meio de o-rings (ou anéis de vedação), *gaskets* (ou juntas de vedação), fita veda rosca e veda rosca líquida. As juntas são utilizados em situações de esmagamento ou em situações em que anéis de vedação não podem ser utilizados [FSA 2017], [Parker 2021]. Os o-rings são mais implementados em cilindros, vasos de pressão e conexões hidráulicas [EPM 2004], [?]. Já o veda rosca, tanto em fita quanto líquido, são usados em roscas. Para o caso de propelentes criogênicos os anéis de vedação e as

juntas não podem ser de borrachas, que são os mais comuns. Geralmente fluorpolímeros e índio são utilizados [Marco 2021], [Shoemake 2016], [Pedrow 2016].

5.7.7 Tubulações, mangueiras e filtros

Tubos flexíveis são usados em uma variedade grande de diâmetros e com todos os pressurizantes e combinações de propelentes. Dependendo da aplicação, usa-se do tipo de tensão e do tipo de compressão. Já as linhas rígidas são usadas em ocasiões em que requere-se flexibilidade apenas para acomodar o tubo na instalação ou em casos de expansão ou contração térmica. Além disso, também já foram usados para propelentes e pressurizantes, e são fabricados de vários materiais [NASA 1977].

Os distribuidores são uma combinação de tubos que divide o fluxo de fluido para dois ou mais componentes diferentes e são amplamente implementados.

Os filtros tem a função de impedir que qualquer impureza contaminem o propelente. No início os filtros eram comerciais, porém atualmente são desenvolvidos de acordo com os requisitos do motor, como queda de pressão, compatibilidade química e a limpeza requerida. A maioria é feita de tramas de fios metálicos ou de discos metálicos. Geralmente o metal é o aço inox [NASA 1977].

As mangueiras flexíveis são usadas geralmente para o abastecimento dos tanques e na entrada de combustível no sistema de resfriamento regenerativo, devido ao possível uso de *gimbal* para o sistema de controle de vetor de empuxo (TVC, do inglês).

Uma precaução no uso de propelentes criogênicos é o uso de proteção térmica das tubulações. Essa proteção previne que os propelentes entrem em ebulição, impedindo o fluxo bifásico e diminuindo perdas de pressão [NASA 1977].

Para calcular a área de passagem da tubulação, basta seguir a Eq. 5.4. Com isso, as Eqs. 5.47, 5.48 e 5.49 são utilizadas para calcular a área de passagem das tubulações de combustível, oxidante e do pressurizante.

$$A_{tu,f} = \frac{\dot{m}_f}{\sqrt{2\rho_f (\Delta P_i + \Delta P_{fs} + \Delta P_{rc})}} \quad (5.47)$$

$$A_{tu,o} = \frac{\dot{m}_o}{\sqrt{2\rho_o (\Delta P_i + \Delta P_{fs})}} \quad (5.48)$$

$$A_{tu,press} = \frac{\dot{m}_{press}}{\sqrt{2\rho_{press} [(P_{T,press} - P_{T,o} - P_{T,f}) + \Delta P_{fs}]}} \quad (5.49)$$

onde ΔP_i é a queda de pressão no injetor calculada pelas Eqs. 5.33 e 5.32, ΔP_{fs} é a queda de pressão do sistema de alimentação (entre os tanques e os injetores), que depende

do projeto da tubulação, ΔP_{rc} é a queda de pressão devido ao sistema de resfriamento regenerativo, P_T é a pressão no tanque e o subscrito *press* se refere ao pressurizante. Neste trabalho, considerou-se que $\Delta P_{fs} = \Delta P_{rc} = 5$ bar por simplificação.

5.7.8 Compatibilidade química entre propelentes e estrutura

Como já explicitado na Seção 4.8, a compatibilidade química impacta diretamente na escolha dos materiais de todos os componentes que entram em contato com o propelente. A Tabela 16 mostra o nível de compatibilidade química de alguns propelentes com alguns materiais.

Tabela 16 – Níveis de compatibilidade química

	LOx	N ₂ O	Etanol	Metano	Hidrogênio	RP-1
NBR/HNBR	4	1	3	1	1	1
EPDM	4	1	1	4	1	4
FKM	4	1	3	1	1	1
FFKM	2	1	1	1	1	1
Silicone	4	1	2	4	3	4
PTFE	1	1	1	1	1	X
Aço Inox 304	1	3	1	1	1	1
Aço Inox 316	1	2	1	1	1	1
Inconel	1	X	1	1	X	1
Alumínio	1	2	2	1	1	1
Latão	1	1	1	1	1	1

Fonte: Compilado de [Parker 2021], [Graco 2013], [BallSeal 2019], [Habonim 2016]

Na Tabela 16, 1 é excelente, 2 é bom, 3 é ruim, 4 é não recomendado e X é não encontrado.

Caso a compatibilidade química não seja respeitada, problemas desde pequenos vazamentos a falhas catastróficas podem ocorrer. Caso não haja dados de compatibilidade química para a interação de um fluido com um material, deve-se realizar ensaios a fim de obter os dados necessários e garantir que não haverá falhas.

5.7.9 Tanques de propelente

Os tanques de propelente armazenam o combustível e o oxidante, separadamente, a serem utilizados pelo sistema propulsivo. A disposição destes vasos de pressão deve ser feita de acordo com os requisitos de comprimento e diâmetro do veículo. Em geral, disposições mais compactas são preferíveis para diminuir o tamanho e o peso do foguete. Além disso, na maioria dos casos os tanques são cilíndricos. Para motores de estágios superiores ou de operação no espaço, os tanques passam a ser esféricos. A Figura 74 mostra possíveis arranjos de tanques.

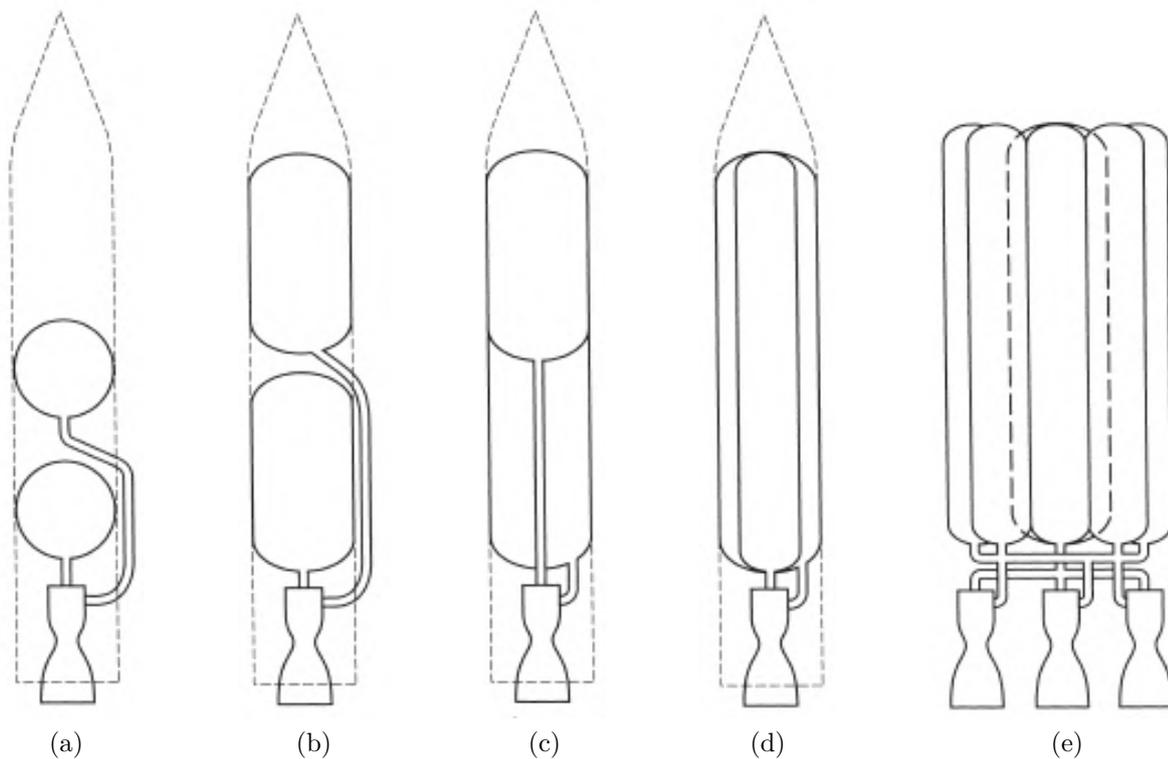


Figura 74 – Algumas possíveis disposições de tanques: a) Tanques esféricos, b) Tanques cilíndricos, c) Tanques com anteparos em comum, d) Tanques concêntricos, e) Múltiplos tanques

Fonte: Adaptado de [Sutton e Biblarz 2010]

Para o caso de ciclos alimentados por pressão, ainda há, pelo menos, mais um tanque de pressurizante nas disposições apresentadas na Fig. 74. Uma solução para motores pequenos ou monopropelentes é o uso de tanques de um *Combined Propellant/Pressurant Vessel* (CPPV). Este conceito consiste em um tanque concêntrico de pressurizante e propelente, em que o pressurizante empurra o propelente por meio de um pistão [Agency 2008].

COPVs (*Composite Overwrapped Pressure Vessel*) estão sendo muito utilizados em tanques com o intuito de diminuir a massa. Esta tecnologia consiste em um vaso de pressão bobinado com algum material compósito, em geral fibra de carbono. Também é usado para motores pequenos.

Para motores que operam no espaço, pistões ou diafragmas são utilizados para que o gás pressurizante consiga expulsar o propelente do tanque. Ranhuras na parede também são utilizadas para usar a tensão superficial dos líquidos [Huzel e Huang 1992].

Superfícies são comumente implementadas nas paredes internas dos tanques de propelentes para evitar fenômenos como *sloshing* e vórtices. Esses fenômenos podem causar perdas na vazão dos fluidos e cargas adicionais nos tanques [223], [Yang H. Q. & Peugeot 2014], [Pérez J. G. & Parks 2012], [Navickas e Cheng 1990]. A Figura 75 mostra um tanque com superfícies anti-*sloshing* e anti-vórtice.

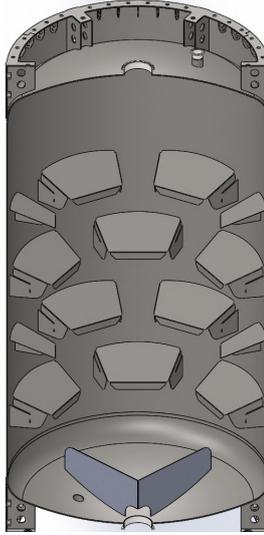


Figura 75 – Tanque com superfícies anti-*sloshing* e anti-vórtice

Fonte: [Pedersen 2019]

Na Figura 75, as superfícies na base são para prevenir o vórtice e as superfícies na parede lateral são para prevenir o *sloshing*.

O volume do tanque é calculado de acordo com a Eq. 5.50.

$$V_{f|o} = \frac{(1 + U/100) m_{f|o}}{\rho_{f|o}} = \frac{(1 + U/100) \dot{m}_{f|o} t_b}{\rho_{f|o}} = \frac{(1 + U/100) t_b F / (I_{sp} g_0)}{\rho_{f|o}} \quad (5.50)$$

onde U é o *ullage* em porcentagem e o subscrito $f|o$ refere-se ao combustível ou ao oxidante. *Ullage* é uma porcentagem de volume de tanque adicional requerida para permitir a vaporização dos propelentes e manter a integridade estrutural do tanque.

5.7.10 Pressurizantes

Os gases mais utilizados como pressurizantes são o hélio e o nitrogênio. Essas escolhas se devem ao fato de que ambos os gases são inertes, garantindo a segurança, e que são armazenados em altas pressões (200 ~ 300 bar). Ainda é possível, em alguns casos, aumentar a pressão do pressurizante por meio de trocadores de calor que aumentam a temperatura e, conseqüentemente, a pressão do gás.

5.8 Transferência de calor e sistema de resfriamento

As temperaturas dentro de MFPL podem chegar em valores em que nenhum metal consegue suporta-las por nem mesmo um breve período. Por isso, um sistema de resfriamento faz-se necessário. O gráfico da figura abaixo mostra a uma comparação das

temperaturas da parede da câmara de empuxo de um sistema com sistema de resfriamento e um sem esse sistema.

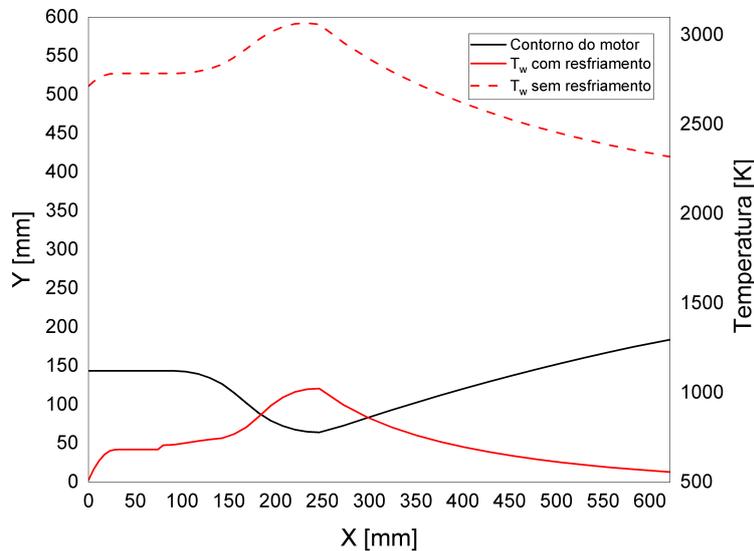


Figura 76 – Temperatura na parede da câmara de combustão do lado dos gases com e sem sistema de resfriamento

Fonte: Autor

O gráfico acima foi feito para um motor com a mistura etanol/LOx, com razão de mistura de 2, razão de contração 5, pressão de câmara de 50, razão de expansão de 8,22 e o material da parede é de inonel 725 com espessura constante. Como é possível perceber, no sistema sem resfriamento a temperatura da parede supera a temperatura de fusão do material (por volta de 1600 K) em todos os pontos ao longo do motor. Entretanto, ao analisar a curva com resfriamento, a temperatura fica bem abaixo da temperatura de fusão do inonel. Com isso, está justificado a importância desse sistema. Há alguns métodos para realizar o resfriamento, porém apenas os principais serão tratados neste trabalho.

Existem duas principais correlações na análise de transferência de calor em motores de foguete. A mais utilizada em motores ocidentais é a correlação de Bartz e a mais utilizada em motores russos/soviéticos é a correlação de Ievlev. A correlação de Bartz tem por objetivo prever o coeficiente de transferência de calor do lado dos gases quentes e foi inicialmente criado para a tubeira, mas pode ser utilizada para toda a câmara de combustão também. Já a teoria de Ievlev calcula a transferência de calor por meio de equações de camada limite na forma integral e por relações semi-empíricas [Vasil'yev e Kudryavtsev 1969], [Huzel e Huang 1992], [Kessaev 1997]. Há outras correlações, como a de Pavli, mas são menos usadas [120].

Neste trabalho, o foco será na correlação de Bartz por apresentar uma forma mais simples de ser implementada, diminuindo o custo computacional.

5.8.1 Correlação de Bartz

A transferência de calor por convecção em regime permanente pode ser calculada por meio da Eq. 5.51.

$$q = h_g (T_w - T_{gw}) \quad (5.51)$$

onde h_g é o coeficiente de transferência de calor do lado dos gases quentes, T_w é a temperatura da parede adiabática do gás e T_{gw} é a temperatura local da parede da câmara do lado dos gases quentes. T_w pode ser calculado pela Eq. 5.52.

$$T_w = T_c \left[\frac{1 + \text{Pr}^{0.33} \left(\frac{\gamma-1}{2} \right) M_x^2}{1 \left(\frac{\gamma-1}{2} \right) M_x^2} \right] = T_c R_f \quad (5.52)$$

onde R_f é o fator de recuperação efetivo (varia de 0,9 a 0,95) e o termo $\text{Pr}^{0.33}$ é o fator de recuperação local para fluxo laminar, caso o fluxo seja turbulento o termo deve ser substituído por $\text{Pr}^{0.5}$. Já o h_g é calculado por meio da Eq. 5.53.

$$h_g = \left[\frac{0,026}{d_t^{0.2}} \left(\frac{\mu^{0.2} c_p}{\text{Pr}^{0.6}} \right)_c \left(\frac{P_c g_0}{C^*} \right)^{0.8} \left(\frac{d_t}{1.5 r_t} \right)^{0.1} \right] \left(\frac{A_t}{A_x} \right)^{0.9} Kc \quad (5.53)$$

onde Kc é o fator de correção devido à variação das propriedades através da camada limite e é calculado de acordo com a Eq. 5.54.

$$Kc = \frac{1}{\left[\frac{T_{gw}}{2T_c} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_x^2 \right) + \frac{1}{2} \right]^{0.68} \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M_x^2 \right]^{0.12}} \quad (5.54)$$

A Figura 77 mostra a variação do Kc em função do número de Mach e a 78 mostra a variação do Kc em função da razão de áreas.

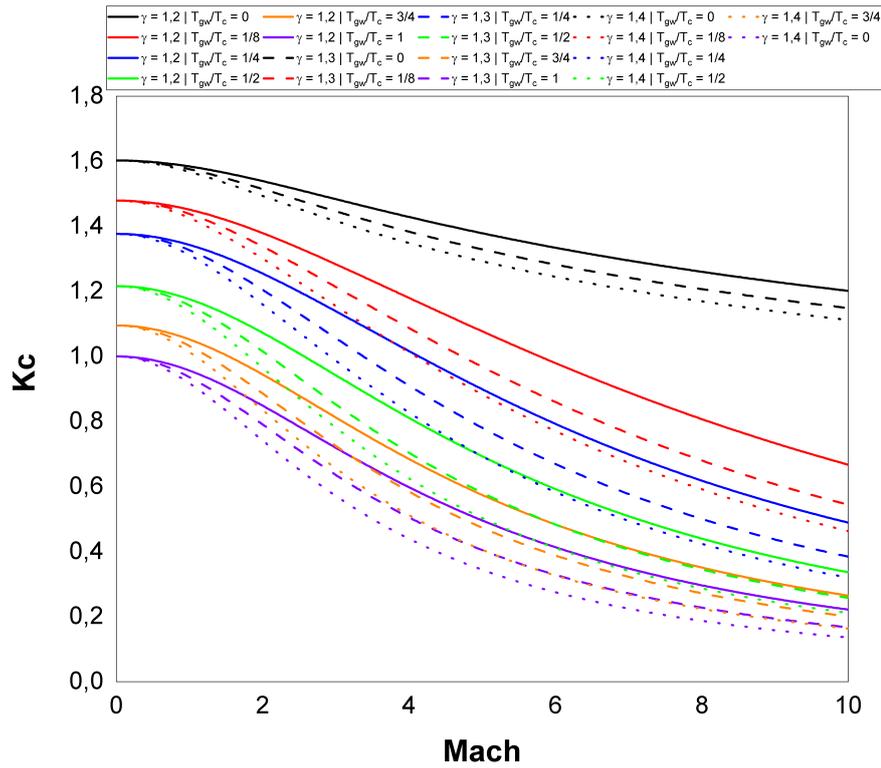


Figura 77 – Variação do K_c em função do número de Mach
 Fonte: Autor

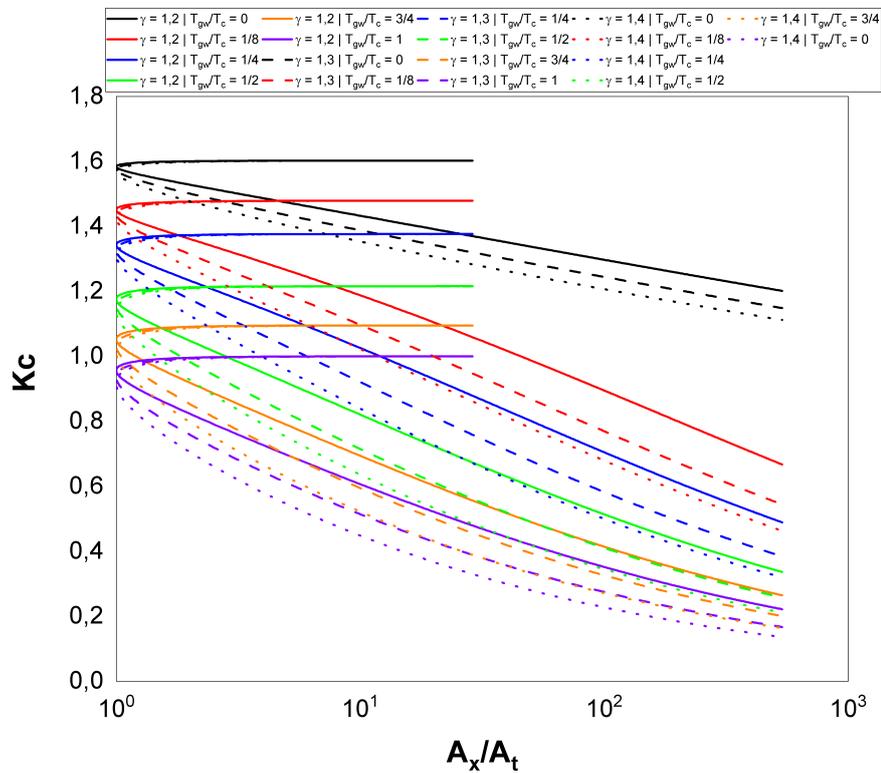


Figura 78 – Variação do K_c em função da razão de áreas
 Fonte: Autor

5.8.2 Camada de parede

A camada de parede é uma técnica em que usa-se injetores periféricos com uma razão de mistura que fornece menor temperatura de combustão em comparação com a temperatura de combustão dos produtos na razão de mistura de projeto. Esta prática também pode ser conhecida como *bias* de razão de mistura.

Por meio de dados estatísticos, a vazão mássica normalizada na camada de parede varia entre 0,2 e 0,12 para motores com empuxo menor que 30 toneladas, 0,08 a 0,1 para empuxo entre 30 e 60 toneladas e 0,05 a 0,08 para empuxo maior que 60 toneladas [Kessaev 1997].

Para motores grandes, ainda é possível implementar uma camada de transição entre a camada de parede e a região central, com temperatura de combustão entre a da camada de parede e a do centro. Essa camada de transição contribui mais ainda para a proteção da parede da câmara de combustão e o desempenho é maior.

A Figura 81 mostra algumas possíveis disposições dos injetores com camada de parede em alguns dos padrões de disposição dos injetores mostrados na Seção 5.2.2.

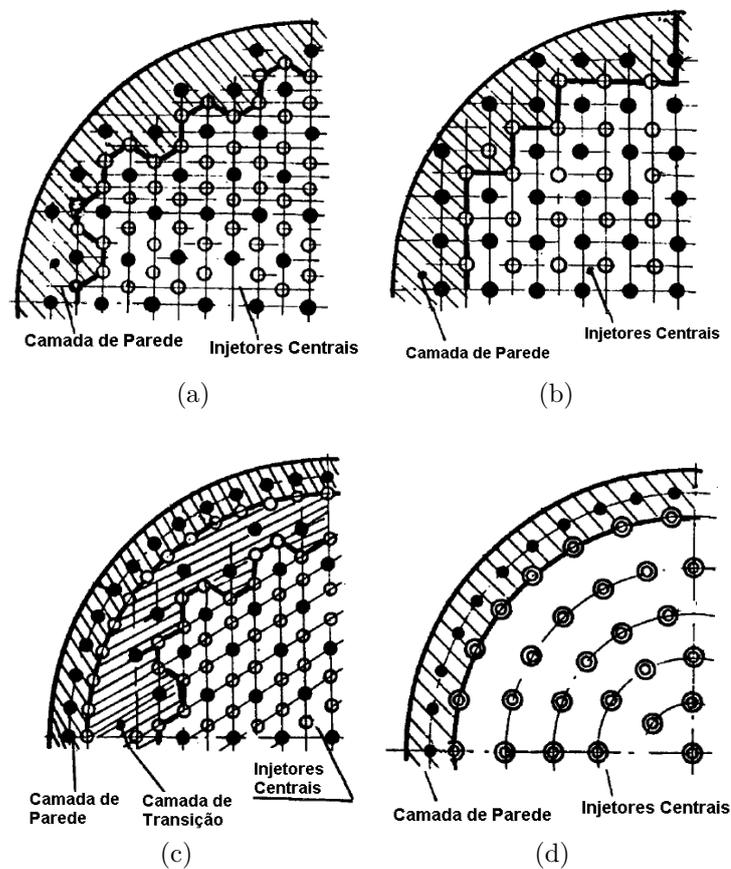


Figura 79 – Disposição de camada de parede a) Favo de mel b) Xadrez c) de transição e d) com injetores bipropelentes coaxiais

Fonte: Adaptado de [Kessaev 1997]

Na Figura 79a é apresentada a camada de parede para o caso em que é utilizado a disposição favo de mel dos injetores. Já na Figura 79b, é quando o padrão de xadrez é usado. A Figura 79c representa a possibilidade do uso de uma camada de transição. E, por fim, a Figura 79d é o caso em que se utiliza injetores bipropelentes coaxiais.

Abaixo é mostrado um esquemático de como a camada de parede funciona e ajuda a proteger a parede da câmara de empuxo contra altas temperaturas.

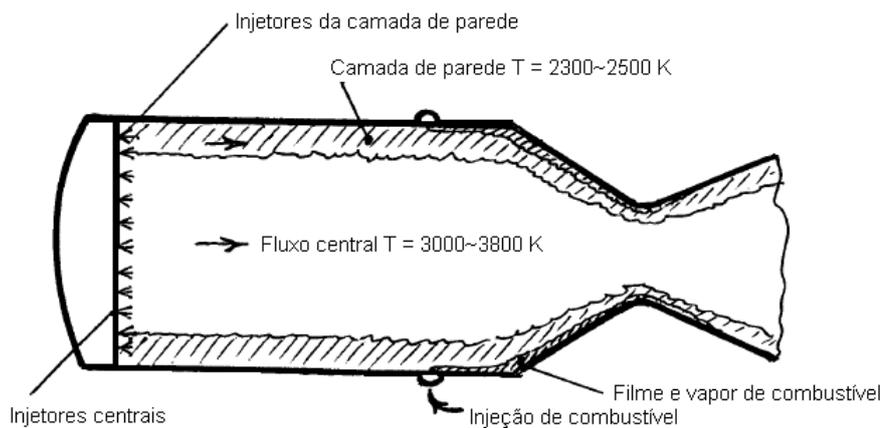


Figura 80 – Esquemático do uso da camada de parede

Fonte: Adaptado de [Kessaev 1997]

Como é possível observar na imagem acima, a temperatura a qual a parede da câmara de empuxo é exposta é menor em comparação com a temperatura do fluxo central. Dessa forma, a parede é protegida e contribui no projeto do sistema de resfriamento regenerativo.

5.8.3 Resfriamento regenerativo

O resfriamento regenerativo consiste em usar o fluido refrigerante para trocar calor com a parede da câmara de combustão e tubeira. Em geral, este fluido é o combustível. O uso deste tipo de resfriamento é altamente difundido na indústria por aproveitar a energia térmica perdida devido à transferência de calor nas paredes, pois essa energia volta para a câmara de combustão, prolonga consideravelmente os tempos de queima e é relativamente leve. Porém, algumas desvantagens são a alta queda de pressão, é limitado pela temperatura de ebulição do refrigerante e pode ser mais complexo de projetar. A Figura abaixo mostra alguns dos principais modos de resfriamento regenerativo.

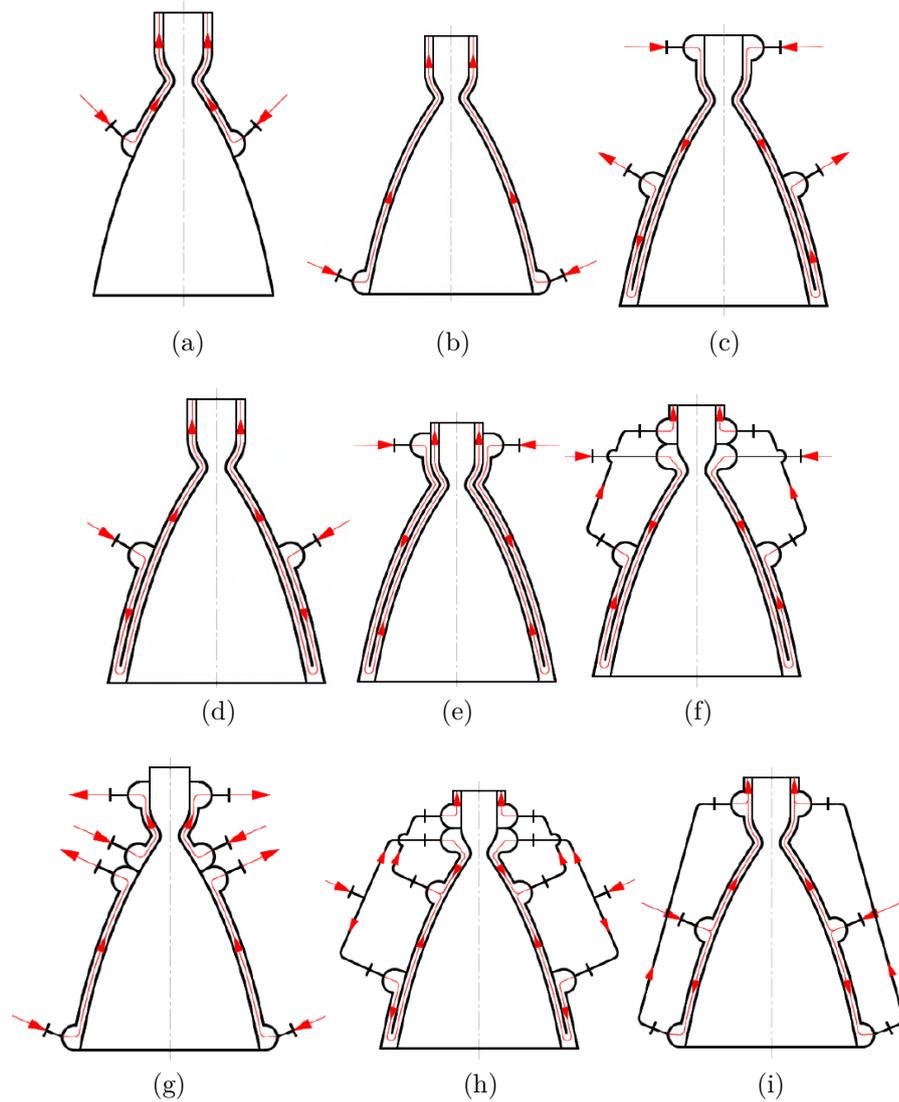


Figura 81 – Esquemáticos de possíveis configurações com resfriamento regenerativo
 Fonte: Adaptado de [Ferreira 2019]

Observando a cima é possível analisar as diferentes formas de realizar o resfriamento regenerativo. De forma simplificada, a escolha de um desses métodos baseia-se nas propriedades do refrigerante, na temperatura de entrada do combustível na câmara de combustão e nas limitações de temperatura do material e da espessura da câmara de combustão.

Os métodos (a) e (b) são mais usados em motores de até 1000 kN, as do tipo (c) e (d) de 100 kN a 1000 kN e a do tipo (e) acima de 1000 kN, mas para combustíveis criogênicos. O esquemático (g) é um exemplo do motor principal do ônibus espacial (SSME, *Space Shuttle Main Engine* do inglês), o RS-25, e os métodos (f), (h) e (i) são comumente usados em motores russos/soviéticos com empuxo acima de 1000 kN [Ferreira 2019].

A Figura 82 mostra um esquemático de transferência de calor para o resfriamento regenerativo.

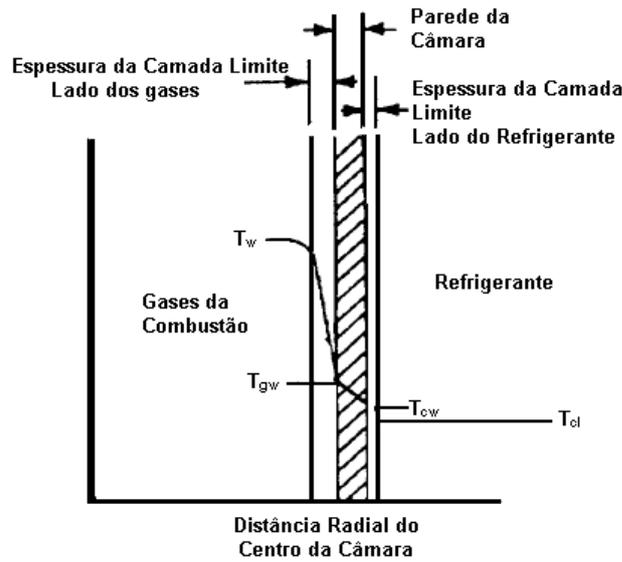


Figura 82 – Esquemático de transferência de calor para o resfriamento regenerativo

Fonte: Adaptado de [Huzel e Huang 1992]

Para analisar se o refrigerante é adequado para a aplicação, a capacidade de refrigeração do refrigerante é o parâmetro utilizado e é calculado por meio da Eq. 5.55.

$$Q_{cl} = \dot{m}_{cl} c_{p,cl} (T_{clc} - T_{cli}) \quad (5.55)$$

onde \dot{m}_{cl} é a vazão mássica de refrigerante, $c_{p,cl}$ é o calor específico a pressão constante do refrigerante e T_{clc} e T_{cli} são a temperatura crítica e inicial, respectivamente, do refrigerante.

A transferência de calor em regime permanente da parede para o refrigerante é dada pela Eq. 5.56.

$$q = h_c (T_{cw} - T_{cl}) = h_g (T_w - T_{gw}) = \frac{k_w}{t_h} (T_{gw} - T_{cw}) = \frac{(T_w - T_{gw})}{1/h_g + t_h/k_h + 1/h_c} \quad (5.56)$$

onde h_c é o coeficiente de transferência de calor do lado do refrigerante, T_{cw} é a temperatura da parede do lado do refrigerante, T_{cl} é a temperatura do refrigerante, k_w é a condutividade térmica da parede e t_h é a espessura da parede da câmara. O h_c pode ser calculado por meio da Eq. 5.57.

$$h_c = \frac{0.029 c_{p,cl} \mu_{cl}^{0.2}}{Pr^{0.66}} \left(\frac{\dot{G}_{cl}}{d_{cl}^{0.2}} \right) \left(\frac{T_{cl}}{T_{cw}} \right)^{0.55} \quad (5.57)$$

onde \dot{G}_{cl} é o fluxo mássico de refrigerante, μ_{cl} é a viscosidade do refrigerante, d_{cl} é o diâmetro hidráulico da passagem do refrigerante.

Para que os cálculos sejam feitas ao longo da câmara de empuxo, deve-se dividi-la em estações como mostrado na Fig. 83.

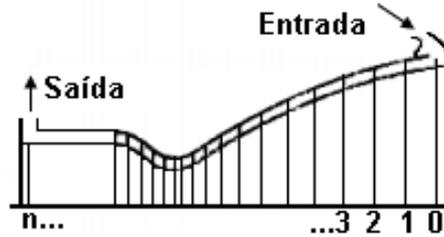


Figura 83 – Esquemático de divisões da câmara de empuxo
Fonte: Adaptado de [Ponomarenko 2010]

O valor de q é calculado iterativamente e também pode ser colocado em função do número de Nusselt (Nu), conforme a Eq. 5.58.

$$q = Nu \frac{k_{cw}}{d_{cl}} \quad (5.58)$$

onde k_{cw} é a condutividade térmica da parede à temperatura $(T_{gw} + T_{cw})/2$ e Nu depende do refrigerante [Ponomarenko 2010], [Vasil'yev e Kudryavtsev 1969] e é calculado pela Eq. 5.59.

$$Nu = \begin{cases} 0,021Re_{cl}^{0,8}Pr_{cl}^{0,4} \left(0,64 + 0,36\frac{T_{cl}}{T_{cw}}\right) & \text{se RP-1} \\ 0,033Re_{cl}^{0,8}Pr_{cl}^{0,4} \left(\frac{T_{cl}}{T_{cw}}\right)^{0,57} & \text{se H}_2 \\ 0,0185Re_{cl}^{0,8}Pr_{cl}^{0,4} \left(\frac{T_{cl}}{T_{cw}}\right)^{0,1} & \text{se CH}_4 \\ 0,023Re_{cl}^{0,8}Pr_{cl}^{0,4} & \text{se outro} \end{cases} \quad (5.59)$$

A Equação 5.60 mostra o cálculo da queda de pressão na passagem, de acordo com a relação de Darcy-Weisbach.

$$\Delta P_{rc} = \frac{\lambda_{\tau} l \rho_{cl} v_{cl}^2}{d_{cl}} \quad (5.60)$$

onde l e d_{cl} são o comprimento e o diâmetro médio equivalente da passagem do refrigerante e ρ_{cl} e v_{cl} são a massa específica e a velocidade do fluxo do refrigerante. Lembrando que λ_{τ} foi definido na Eq. 4.62.

A passagem do refrigerante pode ser dada por meio de uma casca coaxial à câmara ou por meio de canais. A casca coaxial é representada na Figura 83. A Figura 84 mostra alguns exemplos de seções transversais de canais.



Figura 84 – Seções transversais de canais

Fonte: Adaptado de [Huzel e Huang 1992]

Apesar de a queda de pressão ser relativamente alta nos sistemas regenerativos, há um ganho de desempenho devido ao aumento da temperatura do combustível. O gráfico abaixo mostra como o desempenho do motor aumenta com o acréscimo da temperatura do combustível para algumas pressões de câmara.

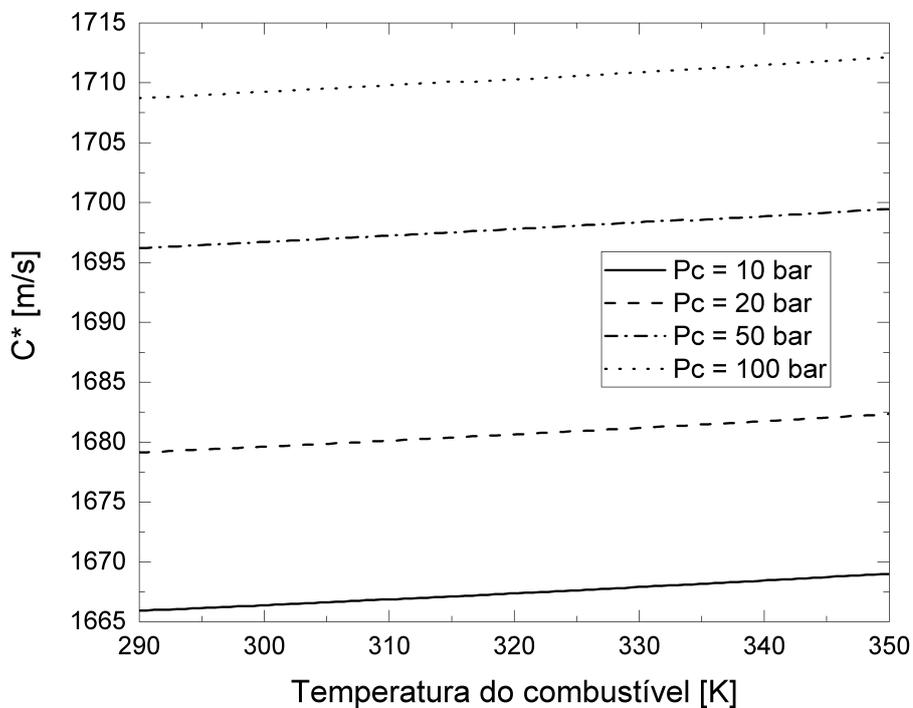


Figura 85 – Variação da C^* com a temperatura do combustível para algumas pressões de câmara

Fonte: Autor

Como é possível observar na figura acima, a velocidade característica aumenta quase que linearmente com o aumento da temperatura de combustível. Os gráficos foram feitos para uma mistura de etanol/ LO_x , com 5 de razão de contração e razão de mistura de 2.

5.8.4 Resfriamento por filme

O resfriamento por filme é uma técnica muito utilizada que consiste em injetar um filme de combustível na parede da câmara de combustão a fim de protegê-la dos gases quentes provenientes da combustão. O combustível é utilizado pois o oxidante, em geral,

vaporiza mais rápido e, dependendo do material da câmara de combustão, pode causar oxidação na parede. A Figura 86 mostra um esquemático de resfriamento por filme.

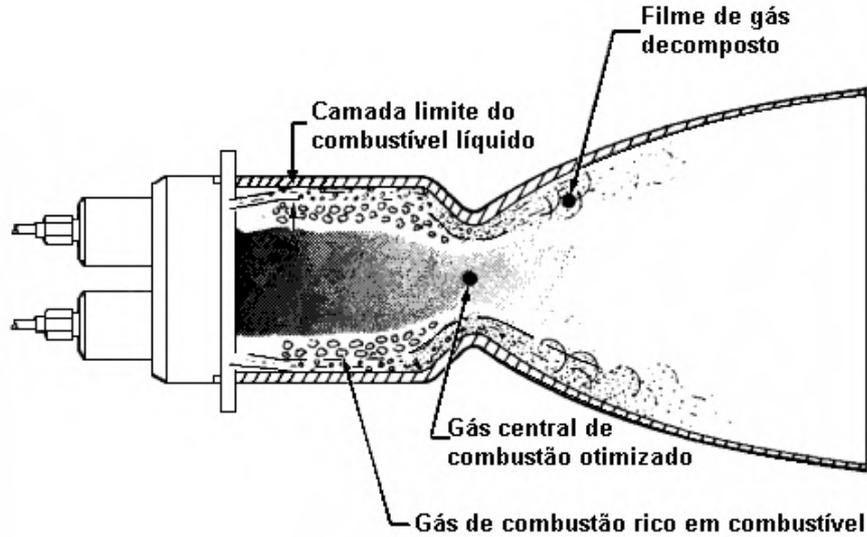


Figura 86 – Seções transversais de canais

Fonte: Adaptado de [197]

Existem duas técnicas de resfriamento por filme, a mais comum é o de filme líquido. Entretanto, resfriamento por filme gasoso também é possível [Huzel e Huang 1992], [Shine 2018], [Spalding 1965]. Neste trabalho o resfriamento por filme líquido será utilizado.

Combustíveis de hidrocarbonetos são muito efetivos e ainda possuem o fenômeno de deposição de carbono na parede da câmara de combustão e tubeira, protegendo-a [Huzel e Huang 1992].

O filme líquido passa por três fases: o aquecimento, a vaporização e a mistura com a camada de parede ou com os gases de combustão [Ponomarenko 2010].

De acordo com [Ponomarenko 2010], equação da taxa de aquecimento é dada na Eq. 5.61.

$$dT_{ff} = \frac{2\pi r_{c,x} q_{ff}^{T_{ff}}}{E_{ff} \dot{m}_{ff} \bar{c}_{p,ff}} dx \quad (5.61)$$

onde $r_{c,x}$ é o raio da câmara ao longo de seu comprimento axial, q_{ff} é o coeficiente de transferência de calor convectivo do filme à temperatura T_{ff} , \dot{m}_{ff} é a vazão mássica do filme, $\bar{c}_{p,ff}$ é o calor específico médio do filme e E_{ff} é a estabilidade do filme que depende do número de Reynolds e é representado graficamente pela Fig. 87.

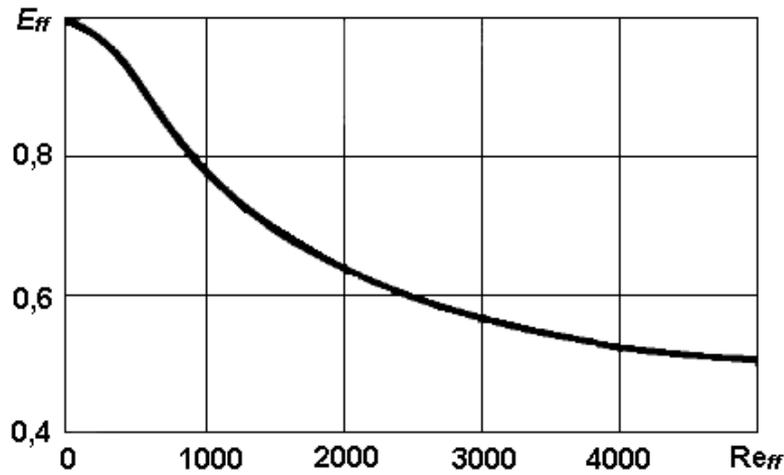


Figura 87 – Estabilidade do filme líquido

Fonte: Adaptado de [Vasil'yev e Kudryavtsev 1969], [Ponomarenko 2010], [197]

A Equação 5.61 foi derivada considerando que o filme é transparente.

Quando o filme é aquecido à temperatura de vaporização, começa a vaporização. A Equação 5.62 mostra a equação da taxa de vaporização do filme.

$$dm_{ff} = \frac{2\pi r_{c,x} q_{ff}^{T_b}}{Q_b} dx \quad (5.62)$$

onde $q_{ff}^{T_b}$ é o coeficiente de transferência de calor convectivo do filme à temperatura T_b .

Por fim, o comprimento que o filme líquido atinge pode ser calculado por meio da Eq. 5.63.

$$L_{ff} = E_{ff} \frac{\dot{m}_{ff}}{q_g \pi 2r_c} \left(\frac{\bar{c}_{p,ff} (T_b - T_{ff,i})}{T_{0r} - \bar{T}_{ff}} + \frac{Q_b}{T_{0r} - T_b} \right) \quad (5.63)$$

onde q_g é o coeficiente de transferência de calor do gás, $T_{ff,i}$ é a temperatura de injeção do filme, T_{0r} é a temperatura de estagnação dos gases não dissociados e \bar{T}_{ff} é a temperatura média do filme entre a de injeção e de vaporização.

5.8.5 Materiais ablativos

Materiais ablativos são uma classe de materiais utilizados como proteção térmica na parede da câmara de combustão e/ou da tubeira. Materiais compósitos são largamente empregados, alguns deles são resinas fenólicas, silicones, fibra de carbono, fibra de vidro, sílica, entre outros. Além disso, materiais cerâmicos também são utilizados [Andrianov et al. 2020], [Almeida et al. 2014], [Richter e Smith 1995].

5.8.6 Radiação

Há, também, transferência de calor por radiação (q_r). A Equação 5.64 mostra o cálculo de q_r para uma seção da câmara de empuxo não resfriada.

$$q_r = \left(\frac{\kappa_w}{1 - (1 - \kappa_w)(1 - \kappa_r^{T_w})} \right) \sigma_{SB} \left(\kappa_r^{T_c} T_c^4 - \kappa_g^{T_w} T_w^4 \right) \quad (5.64)$$

onde κ_w é o coeficiente de emissividade do material da parede, $\kappa_r^{T_w}$ é o coeficiente de emissividade dos produtos da reação à temperatura T_w , $\kappa_r^{T_c}$ é o coeficiente de emissividade dos produtos da reação à temperatura T_c , σ_{SB} é a constante de Stefan-Boltzman ($\sigma_{SB} = 5,6704 \cdot 10^{-8} \text{ W/m}^2\text{K}^4$). Para o caso de radiação em câmaras resfriadas, a transferência de calor por radiação é dada pela Eq. 5.65.

$$q_{rc}^{T_{cw}} = \kappa_w \sigma_{SB} T_w^4 \quad (5.65)$$

5.9 Cálculos de espessuras e de massas

Existem vários modelos para prever a massa de sistemas propulsivos. Dentre esses modelos, alguns são empíricos, outros analíticos e outros analítico-estatísticos. Alguns desses modelos são apresentados por [Kozlov A. A. & Novikov 1988], [Mota 2015], [Mota et al. 2018], [Ernst 2014], [Zandbergen 2012], [Schlingloff 2005] e [Castelini 2012], entre outros.

A massa requerida de pressurizante é dada pela Eq. 5.67.

$$m_{press} = \frac{P_{T,o} V_{T,o} Z}{R_{press} T_{press}} + \frac{P_{T,f} V_{T,f} Z}{R_{press} T_{press}} \quad (5.66)$$

$$m_{press} = \frac{(P_c + \Delta P_i + \Delta P_{fs}) V_{T,o} Z}{R_{press} T_{press}} + \frac{(P_c + \Delta P_i + \Delta P_{fs} + \Delta P_{rc}) V_{T,f} Z}{R_{press} T_{press}} \quad (5.67)$$

onde V_T é o volume de propelente expelido, Z é o fator de compressibilidade do pressurizante, R_{press} é a constante do gás pressurizante e T_{press} é a temperatura de saída do pressurizante. Neste trabalho o tanque de pressurizante é esférico. Além disso, tanques cilíndricos com extremidades semi-esféricas serão utilizados para armazenar os propelentes. A Equação 5.68 mostra o cálculo da espessura da câmara de combustão e da tubeira para vasos de pressão de materiais metálicos por meio da tensão circunferencial [Megson 2007].

$$t_h = FS \frac{P \cdot r}{\sigma_{esc}} \quad (5.68)$$

onde FS é fator de segurança, σ_{esc} é a tensão de escoamento do material. A espessura dos tanques é calculada pela mesma equação usada para a câmara de combustão, porém seu símbolo será $t_{h,T}$.

Então, a massa dos tanques é dada pela Eq. 5.69.

$$m_T = m_{T,o} + m_{T,f} + m_{T,press} \quad (5.69)$$

Onde a massa do tanque de combustível ou de oxidante pode ser dada por:

$$m_{T,f|o} = \rho_{T,f|o} \left[\left(r_{T,f|o,ext}^3 - r_{T,f|o,int}^3 \right) \left(\frac{4\pi}{3} \right) + \left(r_{T,f|o,ext}^2 - r_{T,f|o,int}^2 \right) \left(z_{T,f|o} \pi \right) \right] \quad (5.70)$$

E a massa do tanque de pressurizante:

$$m_{T,press} = \frac{4\pi\rho_{T,press}}{3} \left(r_{T,press,ext}^3 - r_{T,press,int}^3 \right) \quad (5.71)$$

onde $r_{T,f|o,ext}$, $r_{T,f|o,int}$ são os raios externos e internos do tanque de combustível ou oxidante, respectivamente, $z_{T,f|o}$ é a altura da seção cilíndrica do tanque de combustível ou oxidante, $r_{T,press,ext}$ e $r_{T,press,int}$ são os raios externos e internos do tanque de pressurizante, respectivamente, e ρ é a densidade. Da Equação 5.50, a massa de propelente é dada pela Eq. 5.72.

$$m_p = \dot{m}_p t_b = t_b \frac{F}{I_{sp} g_0} = t_b (\dot{m}_f + \dot{m}_o) = t_b \left[\left(\frac{\dot{m}_p}{O/F + 1} \right) + \left(\frac{O/F \dot{m}_p}{O/F + 1} \right) \right] \quad (5.72)$$

A espessura da câmara de combustão e da tubeira varia com a variação de pressão e do raio. Essa variação de pressão já foi apresentada na Figura 21. A Figura 88 mostra como a razão de pressão, a razão de área e a espessura variam ao longo do motor. E a Figura 89 mostra a representação do motor com a espessura.

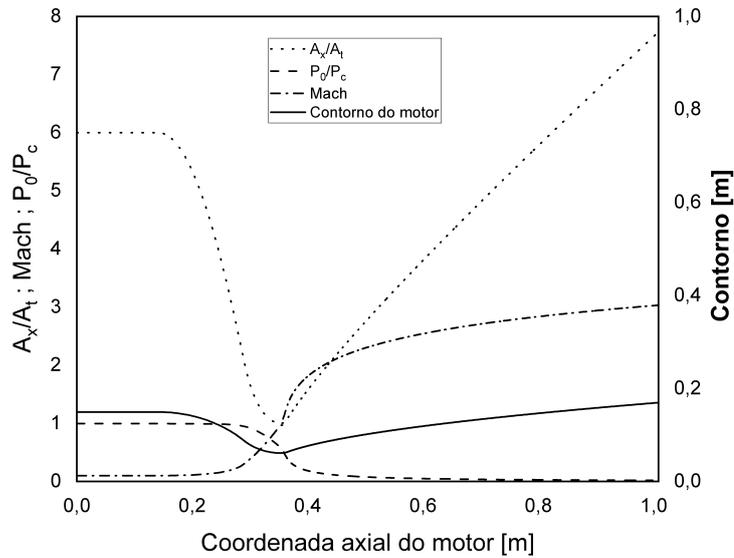


Figura 88 – Variação da razão de pressão, da razão de área e da espessura ao longo do motor

Fonte: Autor

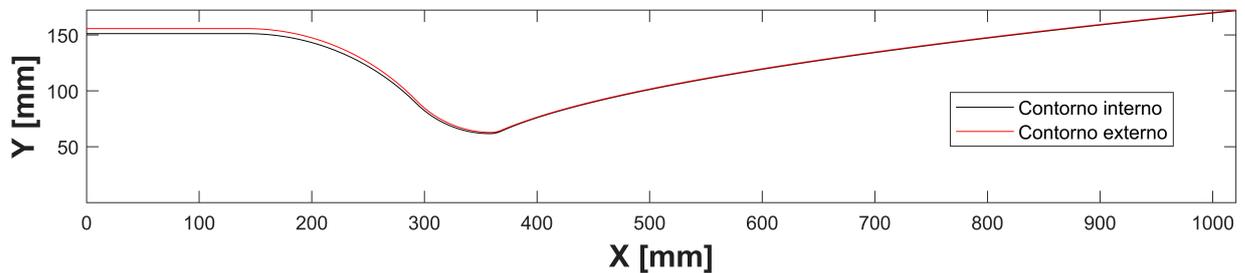


Figura 89 – Motor com espessura variável

Fonte: Autor

As Figuras 88 e 89 foram feitas para um motor com razão de mistura igual a 6, razão de contração igual a 6, empuxo de 100 kN, razão de expansão para condição ideal de 1 atm e para LOx/Etanol. É importante mencionar que a espessura do motor da Fig. 89 foi calculada apenas considerando cargas mecânicas, ou seja, cargas térmicas estão sendo desprezadas.

A massa da câmara de empuxo é razoavelmente complexa de calcular devido a sua geometria. Por isso, a maioria dos modelos são estatísticos. O modelo apresentado por [Zandbergen 2012] é mostrado na Eq. 5.73.

$$m_{tc} = Km \left\{ FS \frac{\rho_{tc}}{\sigma_{esc}} \left[A_t \left(\frac{\epsilon - 1}{\alpha_{div}} \right) \left(\frac{P_c d_c}{2} \right) \right] \right\} \quad (5.73)$$

onde Km é um fator de correção de massa, que vale 1,52, Outro cálculo estatístico é o da massa de válvulas, proposto por [Schlingloff 2005] e apresentado na Eq. 5.74.

$$m_v = 0.02 (FP_c)^{0.75} \quad (5.74)$$

onde o F é dado em kN e a P_c em bar.

Além disso, a massa da tubulação é dada pela Eq. 5.75, baseada na geometria apresentada na Fig. 17.

$$m_{tub} = m_{tub,o} + m_{tub,f} + m_{tub,press} \quad (5.75)$$

$$m_{tub,f|o|press} = \rho_{tub,f|o|press} \left(r_{tub,f|o|press,ext}^2 - r_{tub,f|o|press,int}^2 \right) \left(z_{tub,f|o|press} \pi \right) \quad (5.76)$$

onde a parte do subscrito que contem $f|o|press$ refere-se ao combustível ou ao oxidante ou ao pressurizante.

Por fim, a massa total do sistema propulsivo é dada pela Eq. 5.77.

$$m_{total} = m_{tub} + m_v + m_{tc} + m_p + m_T + m_{press} + m_{ad} \quad (5.77)$$

onde m_{ad} é a massa adicional devido a componentes como parafusos, selantes, filtros, entre outros. Neste trabalho assumiu-se $m_{ad} = 0,05(m_{tub} + m_v + m_{tc} + m_p + m_T + m_{press})$.

5.9.1 Materiais

Escolher materiais depende de outros fatores além da resistência mecânica e da compatibilidade química. De acordo com [NASA 1977] os pontos a seguir devem ser considerados:

- Corrosão;
- Sensibilidade de ignição ao impacto, no caso de tubulações;
- Decomposição catalítica;
- Fragilização do material e iniciação e propagação de trincas;
- Ataque ácido;
- Corrosão por tensão;
- Conformabilidade;

- Soldabilidade.

A partir dos itens acima, os materiais utilizados em MFPL e suas aplicações estão listadas na Tab. 17.

Tabela 17 – Materiais usados em MFPL alimentados por pressão e suas aplicações

Material	Aplicação
Aços inox austeníticos	Dutos, tubos da tubeira, parafusos, arruelas injetores e câmaras de empuxo
Superligas a base de níquel	Dutos, injetores, câmaras de empuxo e parafusos
Ligas de alumínio	Partes de válvulas, injetores e envelopes de engrenagens
Ligas de cobre	câmaras de empuxo, <i>baffles</i> e anéis de injetores
Ligas de titânio	Dutos, envelopes de válvulas, tanques de pressão e tubos
Berílio	Câmaras de empuxo pequenas
Ligas de cobalto	Dutos e molas
Polímeros fluorcarbonos	Selagens e isolamento elétrico
Elastômeros	Selagens, isolamento elétrico e adesivos
Grafite	Insertos na garganta da tubeira
Cerâmicas	Proteção térmica para tubeiras e câmaras de combustão
Compósitos	Câmaras de empuxo, tanques e proteções térmicas
Ligas de nióbio	Câmaras de combustão
Iridio com revestimento de rênio	Câmaras de combustão

Fonte: Compilado de [Huzel e Huang 1992], [Schoenman 1995], [Kozlov et al. 2011], [Almeida D. S. & Shimote 1999] e [Zheng et al. 2018]

5.10 Regimes de operação

Em MFPL alimentados por pressão existem dois tipos principais de operação. O primeiro é o de vazão mássica de propelente controlada e o segundo é o regime de *blowdown*.

5.10.1 Vazão mássica controlada

Na ampla maioria dos sistemas propulsivos a vazão mássica de propelente é controlada por meio de reguladores de pressão e válvulas. Este controle permite a modulação do empuxo e/ou a compensação da queda de pressão nos tanques, no caso de motores alimentados por pressão [Shynkarenko e Gontijo 2020], [Babkin et al. 1986].

5.10.2 *Blowdown*

O regime de *blowdown* é caracterizado pela queda de pressão dos tanques de propelente e/ou de pressurizante, levando a uma queda da vazão mássica de propelente e, conseqüentemente, a uma queda na pressão de câmara, no empuxo, na velocidade característica e no impulso específico. O *blowdown* pode ocorrer de duas formas, a primeira é o caso em que usa-se um propelente auto-pressurizante e a segunda é o caso onde utiliza-se um pressurizante.

5.10.2.1 Propelente auto-pressurizante

Propelentes auto-pressurizantes, como o óxido nítrico, possuem uma característica única na análise de *blowdown*. Isso deve-se ao fato de que, graças ao estado de saturação, o fluxo multifásico deve ser considerado por impactar de forma significativa na vazão mássica. Essas análises tendem a ser mais custosas computacionalmente e complexas [Filho e Gontijo 2020]. A amônia também é outro exemplo de propelente auto-pressurizado, porém com considerável menor pressão de vapor em comparação com o N_2O [Marques 2016].

5.10.2.2 Despressurização do pressurizante

Já no caso de um pressurizante, a dinâmica de despressurização é mais simples de ser modelado. Porém, ainda sim é de suma importância e deve ser considerada no caso em que o controle do fluxo não será implementado e para o caso onde há este controle, o sistema deve prever com acurácia essa despressurização [Huzel e Huang 1992].

5.11 Controle do vetor de empuxo

Para auxiliar no controle da trajetória de foguetes e satélites, sistemas de controle do vetor de empuxo podem ser adicionados. Um estudo aprofundado sobre esses métodos foi feito pelo CPL, os métodos de TVC mais comuns, e algumas características básicas, são [Shynkarenko et al. 2022]:

- *Gimbal* da câmara de empuxo: Neste caso, a câmara de empuxo é movimentada por meio de atuadores e rolamentos. É mais utilizado em motores líquidos e híbridos. Pode prover ângulos de $\pm 7^\circ$ a $\pm 12^\circ$. Perdas são aproximadamente iguais a zero.
- Tubeira flexível: Por meio de atuadores e selagens flexíveis, a tubeira é movimentada. É mais usado em motores sólidos. Pode prover ângulos de $\pm 6^\circ$ a $\pm 12^\circ$. Perdas são aproximadamente iguais a zero.

- *Jet vanes* (aletas): Deflete a chama de exaustão por meio de aletas com perfil aerodinâmico posicionados na saída da tubeira. É utilizado em todos os motores de propulsão química. Pode prover ângulos de $\pm 9^\circ$ a $\pm 10^\circ$. Perdas são aproximadamente de 1,5 a 2,8.
- *Jet tabs* (abas): Deflete a chama por meio de abas que entram na frente da chama de exaustão. É utilizado em todos os motores de propulsão química. Pode prover ângulos de $\pm 6^\circ$ a $\pm 10^\circ$. Perdas são aproximadamente de 1,5 a 2,8.
- Injeção na tubeira: Deflete a chama por meio de uma injeção de gases ou líquidos frios ou quentes na seção divergente da tubeira. É utilizado em todos os motores de propulsão química. Pode prover ângulos de $\pm 5^\circ$ a $\pm 10^\circ$. Perdas são aproximadamente de 0,2 a 0,8.
- *Thrusters* com *gimbal*: Gera um vetor de empuxo resultante diferente do axial por meio de motores menores que são movimentados de forma similar ao primeiro item. É utilizado em todos os motores líquidos. Os ângulos dependem do projeto destes motores. Perdas são aproximadamente de 0.
- Múltiplas câmaras de empuxo ou tubei-ras: Com mais câmaras de empuxo ou tubei-ras, o controle pode ser feito por meio do controle de empuxo de cada um. É utilizado em todos os motores de propulsão química. Os ângulos dependem do projeto destes motores. Perdas são aproximadamente de 0.
- *Jetavators*: É um tipo de anel posicionado na saída da tubeira que quando atuada, deflete a chama. É utilizado em motores de propulsão sólida e híbrida.

Parte III

Metodologia

6 Algoritmo

Para realizar o projeto, análise e otimização do motor, um algoritmo feito no MATLAB foi escrito. O software desenvolvido é conhecido como LPOT (*Liquid Propulsion Optimization Tool*). O LPOT foi implementado pois, realizar a massiva quantidade de cálculos descritos na Parte II manualmente se tornaria inviável. Além disso, um algoritmo de otimização consiste em realizar os cálculos por um número relevante de iterações pré-definido ou até atingir uma convergência.

O diagrama de blocos que representa o algoritmo desenvolvido é mostrado na Fig. 90 e o Apêndice E detalha melhor alguns blocos.

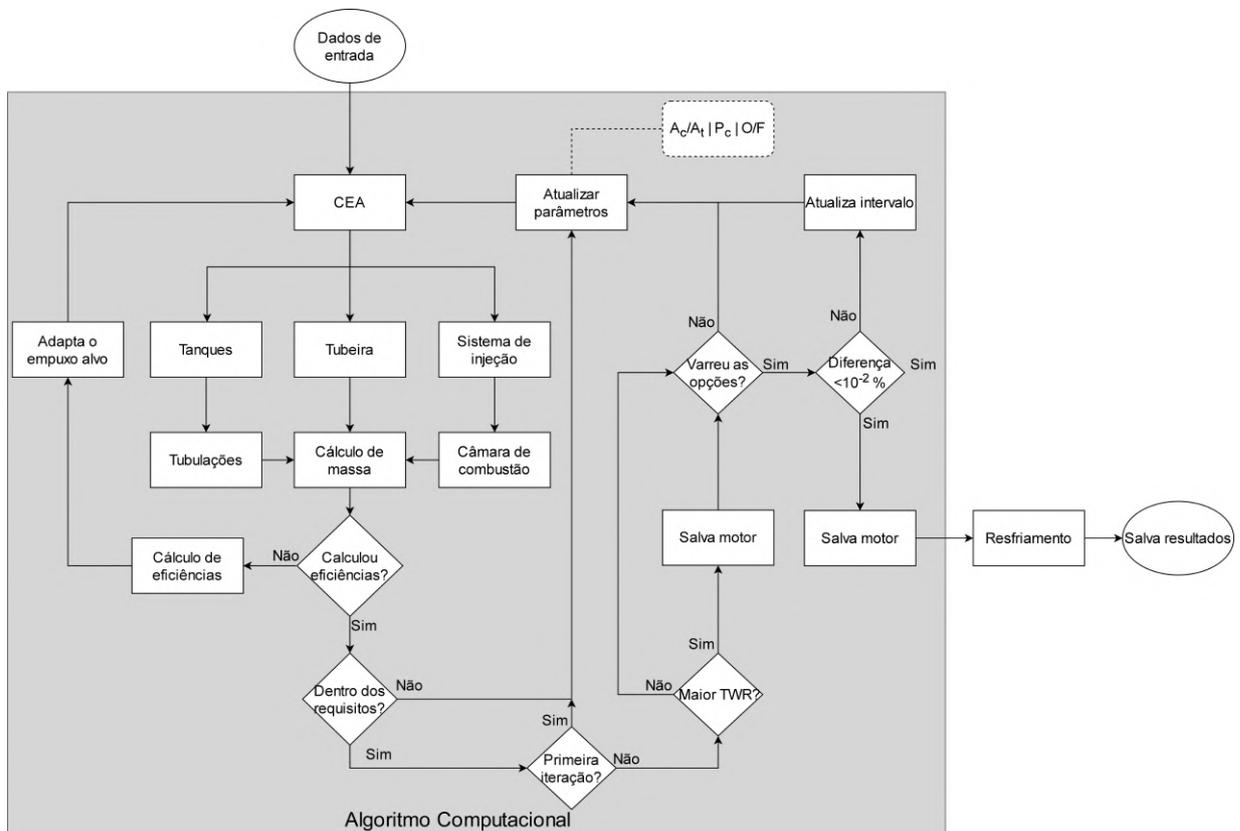


Figura 90 – Diagrama do algoritmo do LPOT

Fonte: Autor

Os parâmetros de entrada para o algoritmo são uma faixa de valores de P_c , outra faixa de O/F , outra faixa de A_c/A_t , o empuxo alvo, o tempo de queima, a pressão de saída, a temperatura de injeção dos propelentes e suas respectivas propriedades termodinâmicas e mecânicas, os fatores de segurança desejados, o número de entradas tangenciais, os ângulos de cone do *spray* e os ângulos de convergência dos injetores e o diâmetro máximo do sistema propulsivo. Além disso, o diâmetro interno do foguete, para este trabalho, foi

fixado em 860 mm para obter um valor de L/D (razão comprimento/diâmetro) próximo ao do veículo original, já que o comprimento do sistema propulsivo desenvolvido neste trabalho é maior que o do VSB-30.

É possível observar na Figura 90 que o algoritmo não projeta o motor completamente, pois uma parte é mais custosa computacionalmente. Esta parte é o sistema de resfriamento. Outro aspecto relevante é que o algoritmo tenta prever as perdas citadas na Seção 4.12 e corrige os parâmetros para compensar as perdas. Além disso, três parâmetros são variados para cada iteração, a razão de mistura, a pressão da câmara e a razão de contração.

O TWR foi o parâmetro escolhido para otimizar o motor, pois é de fundamental importância e representa o quão bom é o projeto do sistema propulsivo. Para isso, o algoritmo varre todas as combinações possíveis dos valores de P_c , de O/F e de A_c/A_t e verifica qual combinação fornece o maior TWR .

6.1 Projeto

A seção de projeto do algoritmo consiste em realizar os cálculos de dimensionamento dos componentes por meio das entradas citadas acima. Então, os blocos do diagrama da Figura 90 responsáveis pelo projeto são os destacados na Fig. 91.

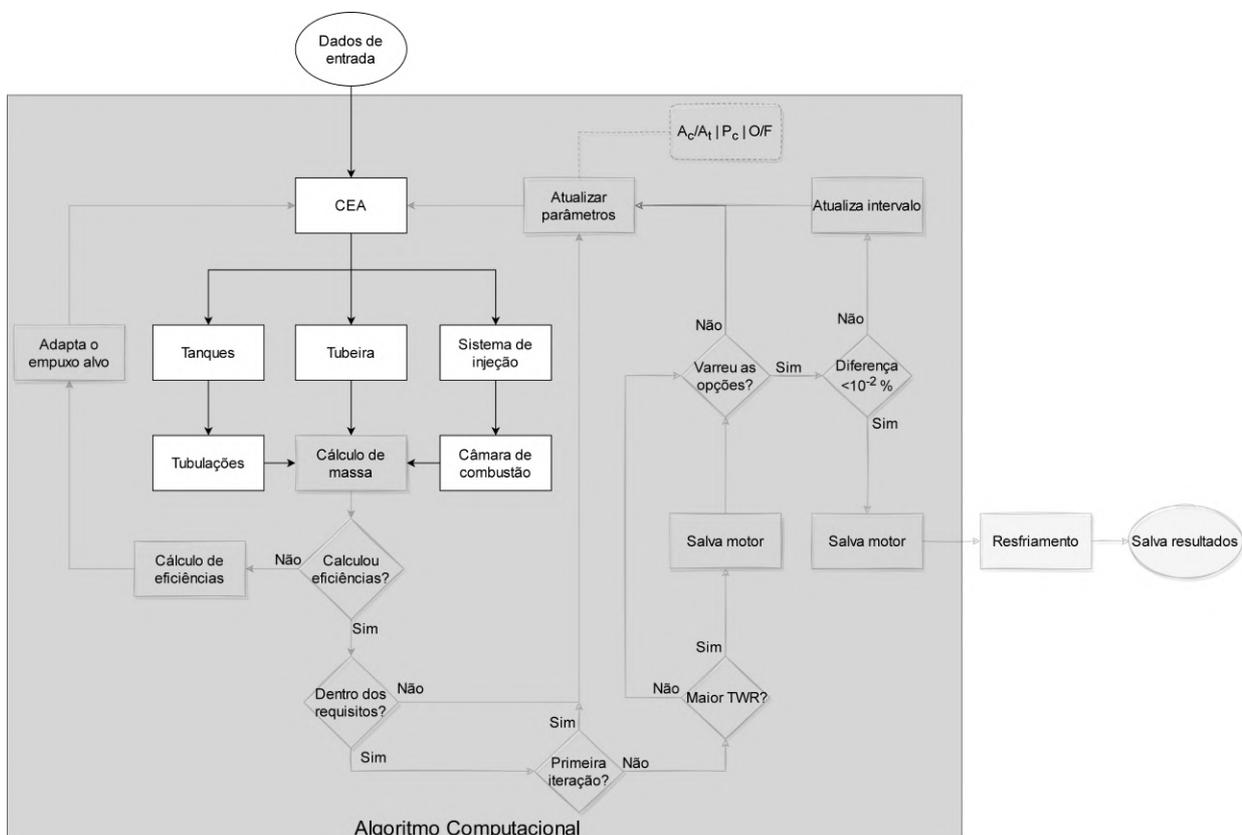


Figura 91 – Seção de projeto do LPOT

Fonte: Autor

Portanto, observando a Figura 91, na fase de projeto o CEA (Seção 3) calcula as reações químicas e, partir dos seus dados de saída, é possível projetar os tanques de propelente e de pressurizante (Seções 5.7.9, 5.9), a tubulação (Seção 5.9), a tubeira (Seções 4.2, 4.5, 4.6, 4.7, 4.11 e 5.4), o injetor (Seções 5.2, 5.3 e 5.4) e a câmara de combustão (Seções 4.10, 5.1, 5.4 e 5.9). Em seguida, o algoritmo segue para a seção de análise (Seção 6.2).

6.2 Análise

A seção de análise é responsável por avaliar parâmetros chave (como eficiências, TWR, desempenhos e etc.) que serão, posteriormente, utilizados para a seção de otimização (Seção 6.3). Então, os blocos do diagrama da Figura 90 responsáveis pela análise são os destacados na Fig. 92.

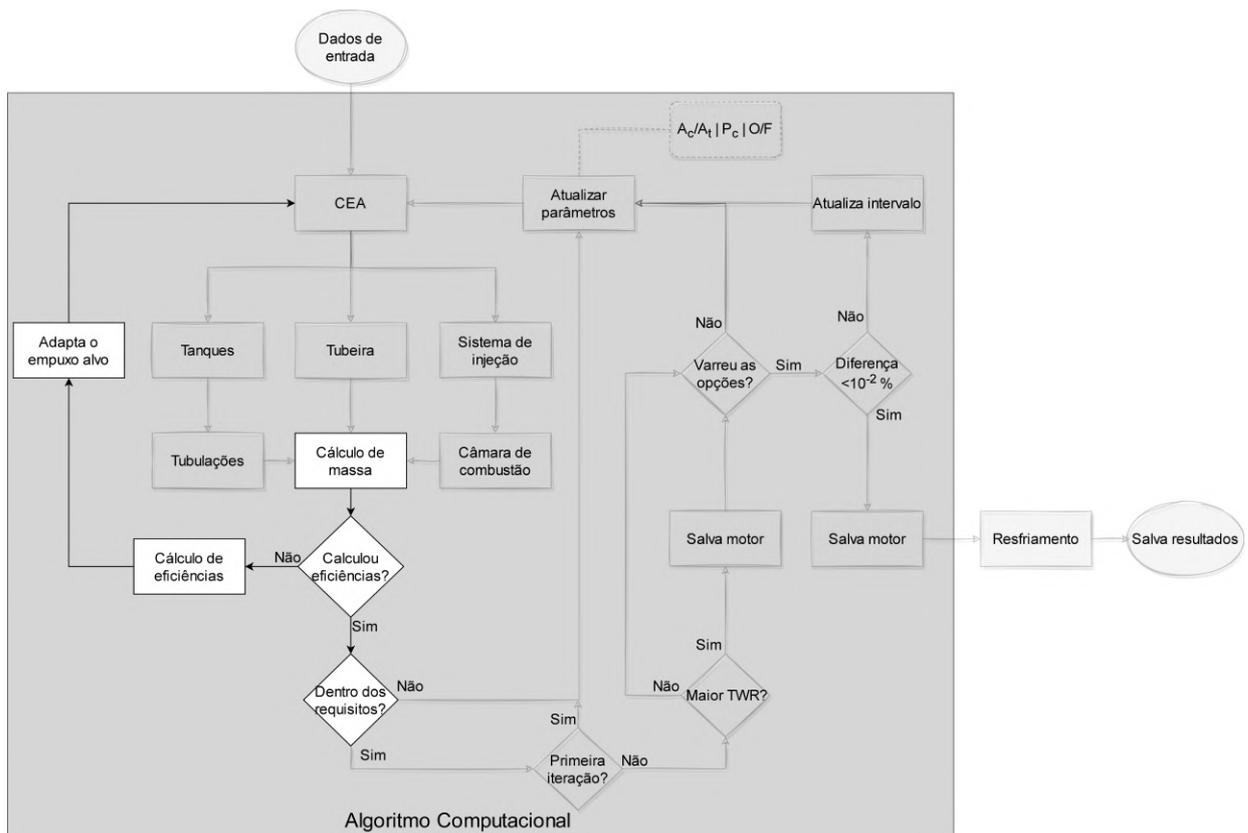


Figura 92 – Seção de análise do LPOT

Fonte: Autor

Portanto, observando a Figura 92, na fase de análise as massas são calculadas (Seção 5.9), as eficiências são calculadas (Seção 4.12), o empuxo alvo é ajustado para voltar à parte de projeto (Seção 6.1), em seguida é analisado se o motor está dentro dos requisitos (Seção 2), ou seja, atinge um impulso total de 4550 kNs e tem um TWR maior

que 1 (para que o empuxo possa superar o peso). O empuxo alvo é ajustado de acordo com a equação abaixo:

$$F_n = F \cdot \left(1 + \frac{100 - \eta_{total}}{100}\right) \quad (6.1)$$

onde η_{total} é a eficiência total, sendo calculada pela multiplicação de todas as eficiências da Seção 4.12. Além disso, o diâmetro da garganta é acrescido contabilizando a espessura da camada limite.

6.3 Otimização

A seção de otimização é responsável por receber os parâmetros das seções de projeto (Seção 6.1) e análise (Seção 6.2) para variar os parâmetros de entrada e realizar o projeto e análise de acordo com as novas entradas em várias iterações. Então, os blocos do diagrama da Figura 90 responsáveis pela otimização são os destacados na Fig. 94.

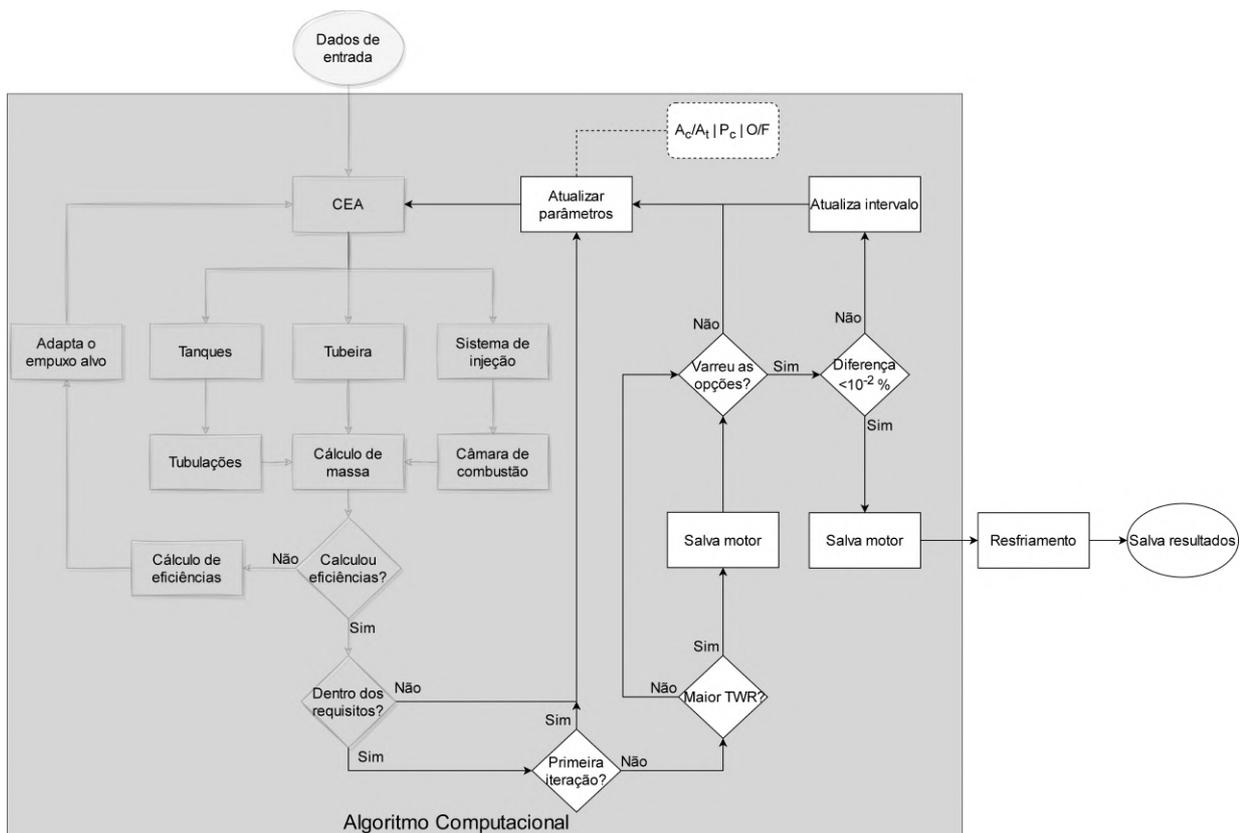


Figura 93 – Seção de otimização do LPOT

Fonte: Autor

Portanto, observando a Figura 94, na fase o de otimização é verificado se está na primeira iteração, caso sim o algoritmo atualiza os parâmetros de entrada (A_c/A_t , P_c e O/F) e volta para a fase de projeto (Seção 6.1). Caso não, ele segue para verificar se

o TWR (Seção 4.3) do motor atual é maior que o maior TWR de todos os motores já analisados em iterações anteriores, caso seja, o motor é salvo. Então, é verificado se o intervalo de valores foi varrido, caso não o algoritmo volta para atualizar os parâmetros de entrada, caso sim é verificado se a diferença entre os motores é menor que $10^{-2}\%$. No caso de não ser menor, o intervalo dos valores de entrada é refinado e atualizado, caso seja menor o algoritmo converge e o motor é salvo. Com isso, o algoritmo termina e o sistema de resfriamento é projetado usando o RPA e os resultados finais são salvos.

Lembrando que o valor de $10^{-2}\%$ pode ser maior, a critério do usuário, tendo em vista que a diferença é baixa. Recomenda-se para análises mais rápidas e com resultados aceitáveis que use um valor de até 5% .

O refino dos parâmetros é feito de acordo com a imagem abaixo:

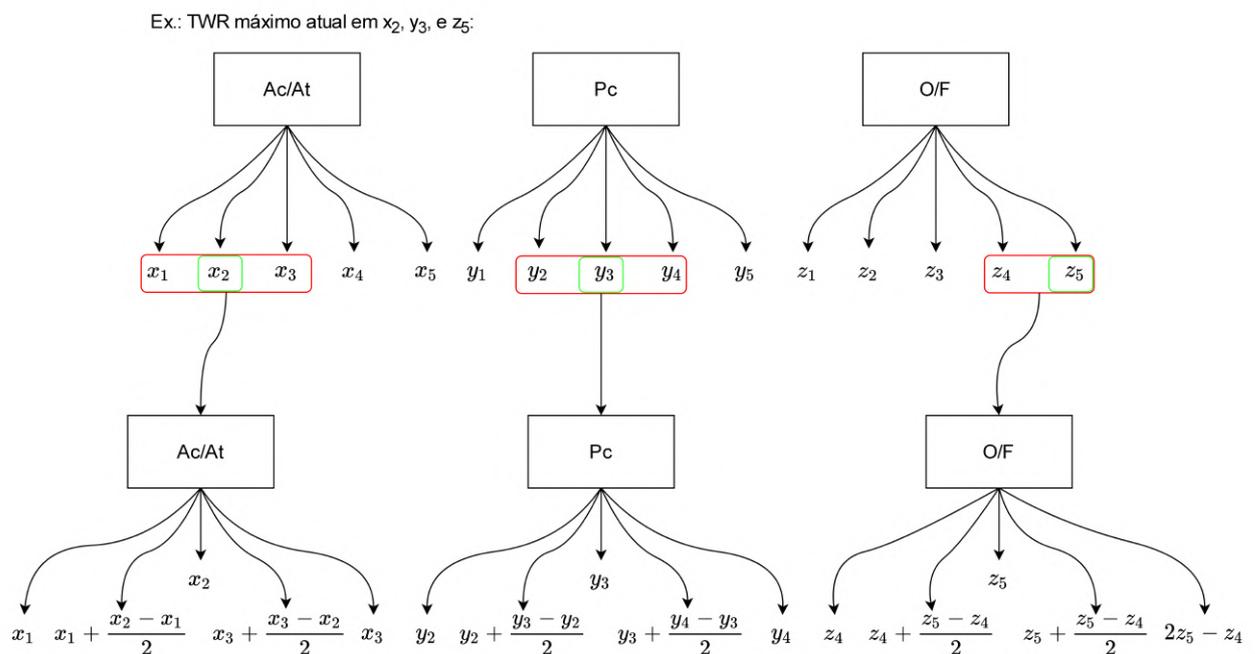


Figura 94 – Esquema de refinamento dos parâmetros

Fonte: Autor

O Apêndice D mostra, em maiores detalhes, como são as entradas e as saídas do algoritmo.

O Apêndice E mostra, em maiores detalhes, alguns dos blocos apresentados na Fig. 90.

O Apêndice F mostra a Interface Gráfica de Usuário (GUI, do inglês) criada para que seja mais *user friendly*.

O Apêndice C mostra alguns softwares similares ou de apoio ao projeto que também estão disponíveis.

Parte IV

Resultados, discussões, conclusões e trabalhos
futuros

7 Projeto do Sistema Propulsivo

O sistema propulsivo desenvolvido neste trabalho foi chamado de LS1 e detalhes são discutidos abaixo.

7.1 Seleção de propelente

Levando em consideração os propelentes mostrados na Tab. 11 e as considerações da Seção 4.8, o CH_4 não é um bom candidato por ter baixa massa específica. Já o metano líquido e o LH_2 são propelentes que ainda precisam de que alguns desafios tecnológicos sejam superados pela indústria brasileira devido às baixas temperaturas. Logo, apenas o etanol (álcool) e o RP-1 são candidatos promissores. Porém, o etanol foi escolhido por ter maior acessibilidade e menor custo no Brasil.

Em relação aos oxidantes, o GOx é descartado pelo mesmo motivo que o metano. O óxido nitroso possui alta pressão de vapor, o que é uma vantagem por não precisar de um pressurizante, mas também é uma desvantagem pois dificulta o manuseio e aumenta a cavitação. O nityrox, apesar de ser uma solução melhor que o N_2O em relação aos pontos discutidos acima, ainda é um oxidante bifásico e com alta pressão de vapor. Por tanto, o oxidante escolhido é o LOx, que inclusive já foi utilizado em motores brasileiros, como citado na Seção 1.

A Tabela 18 mostra as propriedades do combustível e do oxidante escolhidos e que foram utilizados para os cálculos do algoritmo. As propriedades foram obtidas para a temperatura ambiente, no caso do etanol, e na temperatura de ebulição, no caso do LOx.

Tabela 18 – Propriedades do LOx e do etanol

Propriedades	Etanol	LOx
ρ_L [kg/m^3]	788,3	1405
ν_L [m^2/s]	$1,402 \cdot 10^{-6}$	$6,9 \cdot 10^{-6}$
Q_b [J/kg]	841719,12	-
$c_{p,L}$ [J/gK]	2,57	-
σ_L [N/m]	0,0236	-
C_v [MJ/kg]	28,5	-
T_b [K]	351,5	90,15

Fonte: [NIST 2021]

Os dados acima foram obtidos para 350 K e 90 K para o combustível e o oxidante, respectivamente.

7.2 Seleção de materiais

Como dito na Seção 5.9.1, os materiais devem suportar as solicitações mecânicas e térmicas impostas sobre eles, além de serem leves. Levando isso em consideração e as outras características desejáveis já discutidos, a Tab. 19 mostra os materiais escolhidos para cada componente do sistema propulsivo.

Tabela 19 – Materiais escolhidos para cada componente

Componente	Material
Câmara de combustão	Inconel 725
Tubeira	Inconel 725
Injetores	Latão
Câmara de distribuição	Latão
Cabeçote de injeção	Latão
Tubulação	Aço inox 316l
Tanques	Aço inox 316l

Fonte: Autor

A Tabela 20 mostra as propriedades dos materiais da Tab. 19.

Tabela 20 – Propriedades dos materiais escolhidos

Propriedade	Inconel 725	Aço inox 316l	Latão
ρ [kg/m ³]	8440	8000	8490
σ_{esc} [MPa]	460	290	220
T_f [K]	1563-1623	1644-1672	885-900
k [W/mK]	29,604	21,4	115
κ_w	0,925	0,34	0,85

Fonte: [MatWeb 2021], [SpecialMetals 2005]

onde T_f é a temperatura de fusão. O inconel 725 foi escolhido para a câmara de combustão e para a tubeira, pois: 1) possui alta temperatura de fusão, ajudando a suportar as altas temperaturas, 2) possui alta condutividade térmica, auxiliando no sistema de resfriamento 3) possui alta tensão de escoamento, diminuindo peso, 4) pode ser brasado. Já o latão foi escolhido para o sistema de injeção, pois: 1) pode ser brasado e possui tensão de escoamento razoável para as pressões do sistema. Por fim, o aço inox 316l foi escolhido para os tanques e tubulações, pois: 1) é resistente à oxidação (para o oxidante) e possui tensão de escoamento razoável para as pressões. Além disso, esses materiais não tem problemas de compatibilidade química com os propelentes escolhidos (Tab. 18), como observado na Tab. 16. COPVs poderiam ser uma melhor opção para os tanques de propelente para diminuir o peso, porém é um procedimento de cálculo mais complexo do que usar metal e não foi levado em consideração neste trabalho.

7.3 Parâmetros propulsivos

Como já citado na Seção 6, o algoritmo otimiza o motor com base na TWR máxima. Após as simulações, os gráficos das Figuras 95 e 96 foram obtidos. A Figura 95 mostra como a TWR varia com a razão de mistura e P_c para uma razão de contração de 5. Já a Figura 96 mostra a comparação entre a variação da TWR para uma ϵ_c de 2 e 5.

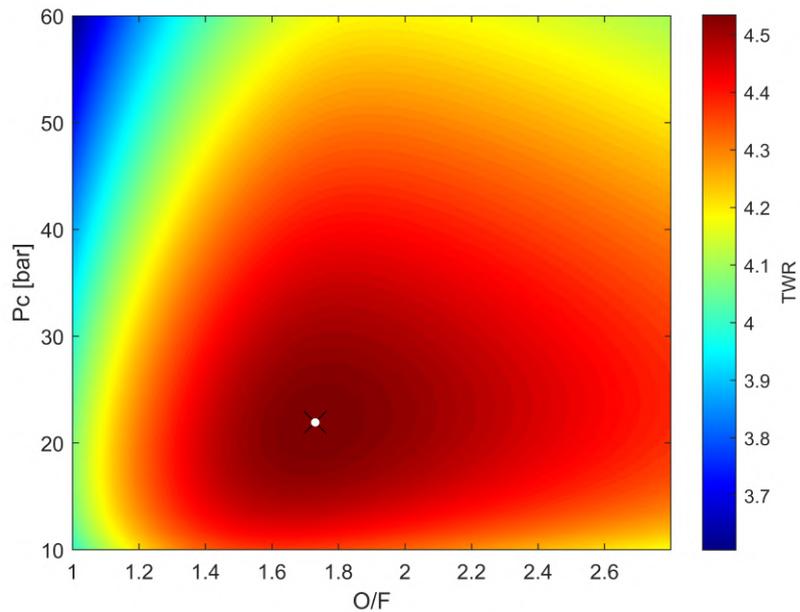


Figura 95 – Variação da TWR com O/F e P_c para $\epsilon_c = 5$ (ponto branco é o TWR máximo)
Fonte: Autor

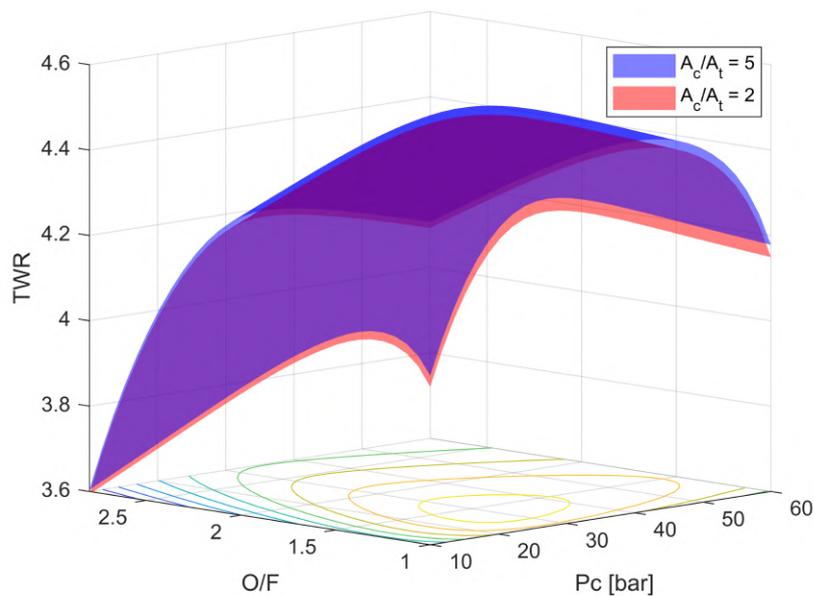


Figura 96 – Comparação da variação da TWR com O/F e P_c para $\epsilon_c = 2$ e $\epsilon_c = 5$
Fonte: Autor

Analisando a Figura 95, percebe-se que existe um valor máximo de TWR facilmente identificável. Além disso, é importante notar que, apesar de o acréscimo da pressão da câmara aumentar o desempenho, este aumento não supera o peso adquirido devido o aumento das espessuras, da razão de expansão e da massa de pressurizante. Vale ressaltar que a pressão e a razão de mistura ótimas, mostradas na Fig. 95, estão condizentes com as colocações feitas nas Seções 4.10 e 4.9.

Já a Figura 96 mostra que a variação da TWR entre as razões de contração é muito baixa. Logo, em análises iniciais o projetista pode escolher uma razão de contração arbitrária. Apenas na otimização mais fina dos parâmetros que deve-se definir a razão de contração ótima, com base na Fig. 96. Para comprovar essa baixa dependência da razão de contração na TWR, gráficos similares ao da Fig. 96 foram feitos, mas fixando a razão de mistura e a pressão na câmara de combustão, e são mostrados abaixo.

Além disso, é recomendado que seja utilizado uma razão de contração em que não aumente muito o diâmetro do foguete. Logo, se o aumento da A_c/A_t ótima, em termos da razão empuxo-peso, começar a aumentar o diâmetro do veículo, deve-se manter um valor mais baixo. Esta afirmação é feita tendo em vista que perdas por arrasto se tornam maiores do que o ganho de desempenho devido ao aumento da razão de contração.

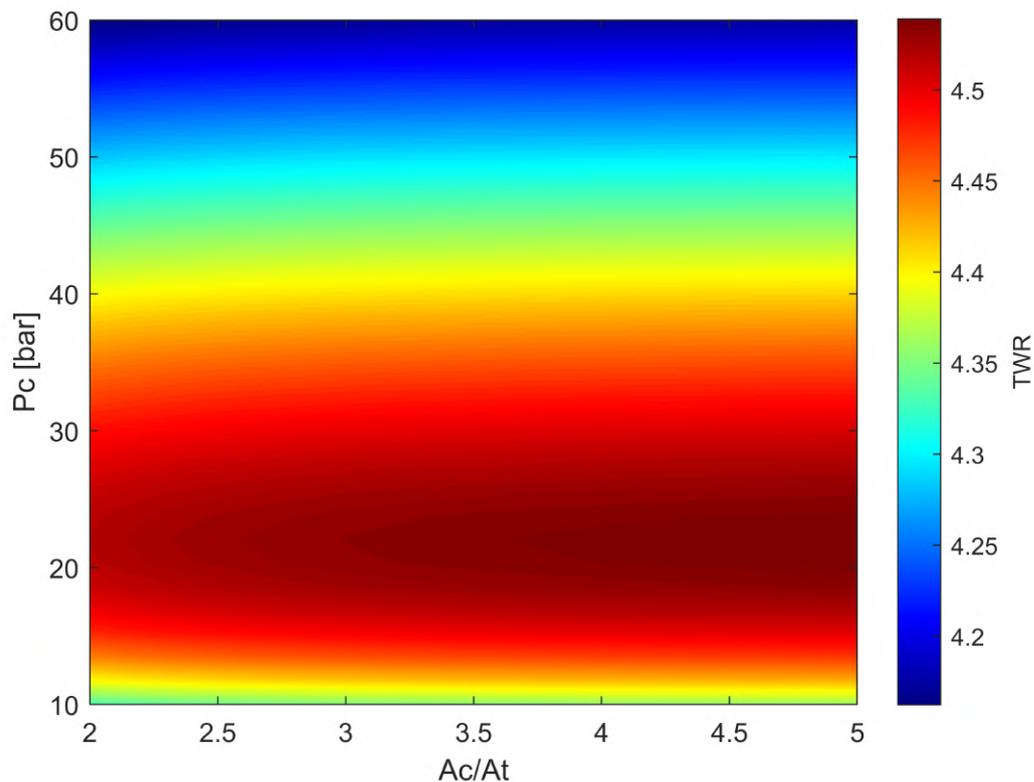


Figura 97 – Variação da TWR com ϵ_c e P_c para O/F de 1,73 (ponto branco é o TWR máximo)

Fonte: Autor

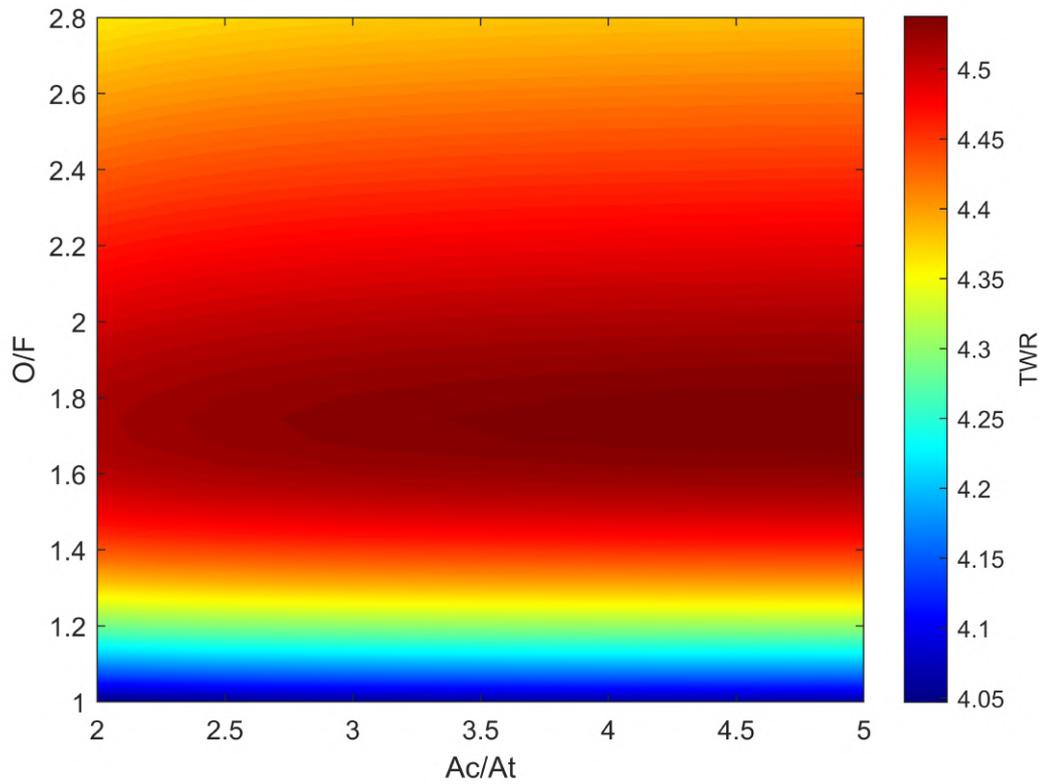


Figura 98 – Variação da TWR com ϵ_c e O/F para P_c de 21,62 (ponto branco é o TWR máximo)

Fonte: Autor

Por meio das Figuras 97 e 97 é possível comprovar o baixo impacto da razão de contração na razão empuxo-peso inicial. Além disso, o ponto ótimo mostrado na Figura 95 é novamente mostrado nas duas figuras acima.

A Tabela 21 mostra os parâmetros propulsivos do motor otimizado. Já a Tabela 22 mostra as massas do sistema propulsivo.

Tabela 21 – Parâmetros propulsivos do LS1

Parâmetro	Valor
F	130 kN
t_b	35 s
P_c	21,62 bar
TWR	4,55
O/F	1,73
ϕ	1,20
I_{sp}	248,06 s
c_f	1,42
C^*	1710,36 m/s

Fonte: Autor

Tabela 22 – Massas do LS1

Componente	Valor [kg]
Total	2962,57
Câmara de empuxo	5,60
Tanque de oxidante	122,31
Tanque de combustível	298,99
Tanque de pressurizante	23,39
Oxidante	1185,32
Combustível	684,66
Pressurizante	8,89
Válvulas	5,62
Tubulação de oxidante	0,32
Tubulação de combustível	2,62
Tubulação de pressurizante	1,89
Adicional	122,83

Fonte: Autor

O valor de TWR na Tabela 21 foi calculado considerando a massa total do LS1 (m_{total}), a carga útil (400 kg) e a massa de todos os componentes do VSB-30 sem considerar propulsão e carga útil (106 kg). A Figura 99 mostra um gráfico pizza das massas dos componentes do sistema propulsivo.

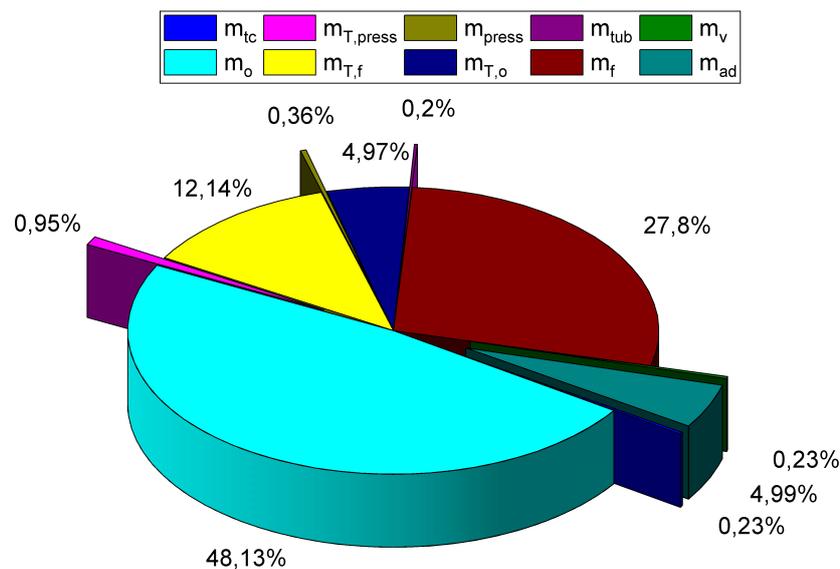


Figura 99 – Massas dos componentes do sistema propulsivo

Fonte: Autor

7.4 Câmara de combustão e tubeira

O projeto da câmara de combustão e da tubeira seguem a teoria mostrada nas Seções 4 e 5. Uma câmara cilíndrica e uma tubeira parabólica foram implementadas. A câmara é cilíndrica, pois, apesar de aumentar o comprimento, é mais simples de fabricar e projetar. Já a aproximação parabólica para a tubeira foi utilizada, pois garante baixas perdas e peso.

A Tabela 23 mostra as dimensões da câmara de combustão e da tubeira. A tubeira foi truncada em 80 %.

Tabela 23 – Dimensões da câmara de combustão e da tubeira do LS1

Dimensão	Valor
L^*	1,08 m
L_c	216,59 mm
r_c	259,57 mm
A_c/A_t	5
A_e/A_t	4,26
r_t	116,08 mm
r_e	239,69 mm
θ_n	21,74 °
θ_e	13,67 °

Fonte: Autor

A Figura 100 mostra um modelo 3D da câmara de combustão e da tubeira.



Figura 100 – Modelo 3D da câmara de combustão e da tubeira

Fonte: Autor

Os desenhos técnicos encontram-se no Apêndice I.

7.5 Sistema de injeção

O sistema de injeção foi projetado por meio da teoria mostrada na Seção 5.2.3.1 para os injetores, mas a câmara de distribuição foi projetada pelo autor de acordo com as dimensões do LS1 e inspirada nas câmaras de outros motores como o mostrado na Fig. 44.

A Tabela 24 mostra os parâmetros e dimensões dos injetores centrífugos. O tipo de injetor escolhido foi o centrífugo bipropelente com mistura externa. Para o sistema de resfriamento por filme, injetores *shower head* de formato semi-circular foram implementados na parede da câmara de combustão. O diâmetro do semi-círculo é de 2 mm e são 27 furos espaçados igualmente.

Tabela 24 – Parâmetros e dimensões dos injetores centrífugos bipropelentes coaxiais

Parâmetro	Oxidante	Combustível
\dot{m}_p	53,43 kg/s	
\dot{m}	33,87 kg/s	19,56 kg/s
Nº injetores	271	271
f	0,012	0,055
n	6	6
K	4,07	4,77
ε	0,36	0,50
C	4	4
ξ_i	0,27	0,62
ξ_p	0,50	0,50
Δ	0,48	0,21
$C_{d,i}$	0,17	0,14
S	0,79	0,79
d_s	5,35 mm	12,70 mm
d_p	2,26 mm	4,08 mm
d_k	18,32 mm	19,65 mm
l_k	6,52 mm	6,08 mm
l_p	3,39 mm	6,11 mm
l	12,12 mm	9,82 mm
β	90°	90°
α	101,81°	97,31°

Fonte: Autor

A Figura 101 mostra um modelo 3D de um injetor e a Fig. 102 mostra a disposição dos injetores.

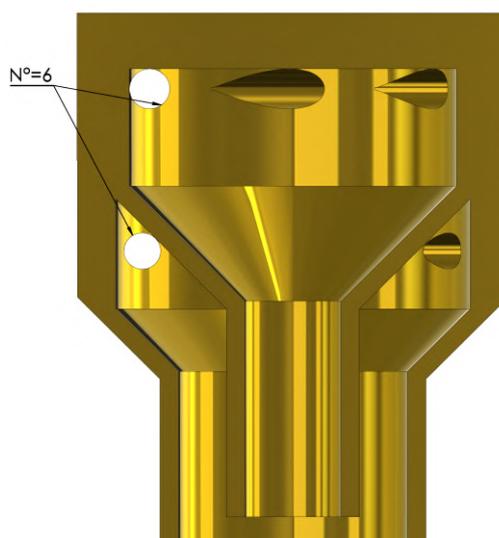


Figura 101 – Vista cortada do modelo 3D de um injetor bipropelente coaxial

Fonte: Autor

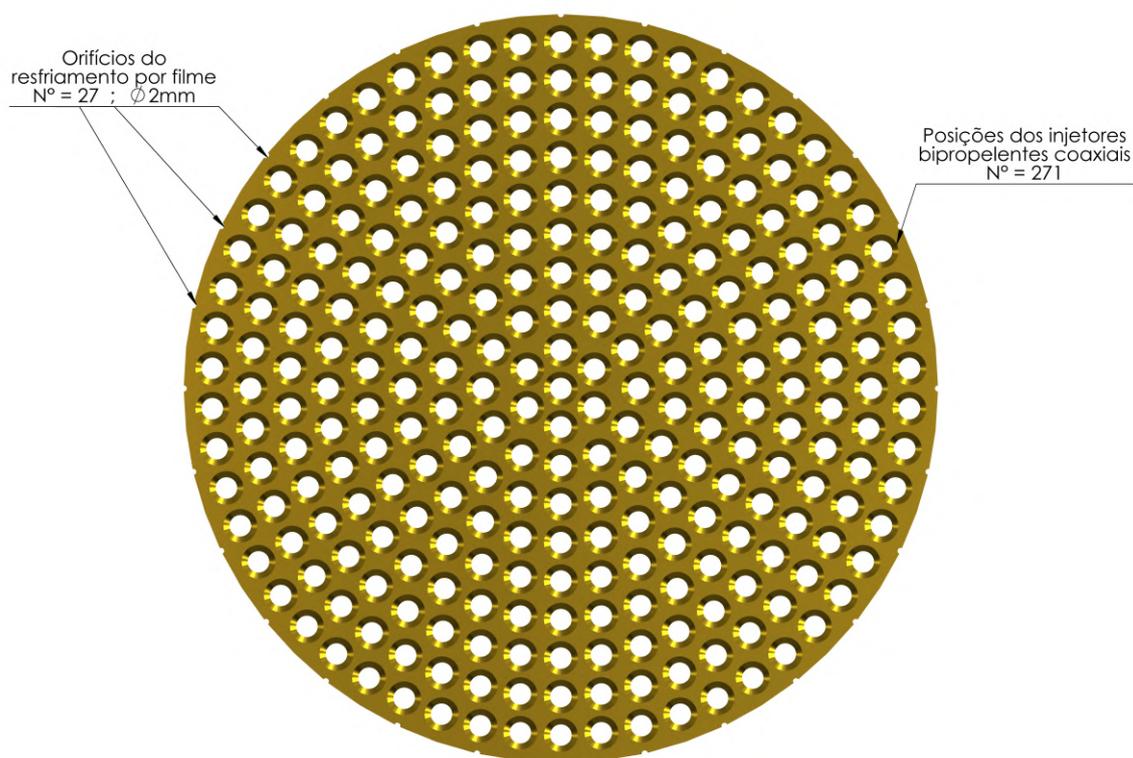


Figura 102 – Disposição dos injetores

Fonte: Autor

O padrão de disposição dos injetores foi baseada na Tab. 13. Os desenhos técnicos encontram-se no Apêndice I.

7.6 Sistema de alimentação

Os tanques de propelente são cilíndricos com domos semi-esféricos, com a entrada de pressurizante no domo superior e saída de propelente no domo inferior. Além disso, há uma saída nos domos superiores para a válvula de ventilação e uma entrada/saída para o abastecimento/sangria do propelente nos domos inferiores.

Para este caso, o tanque de combustível ficará acima do tanque de oxidante, pois, como o oxidante é criogênico, ele pode cavitatar caso a tubulação possua muitas curvas ou seja muito longa.

A Figura 103 mostra os modelos 3D em vista cortada dos tanques de propelente. E a Figura 104 mostra o modelo 3D em vista cortada do tanque de pressurizante.

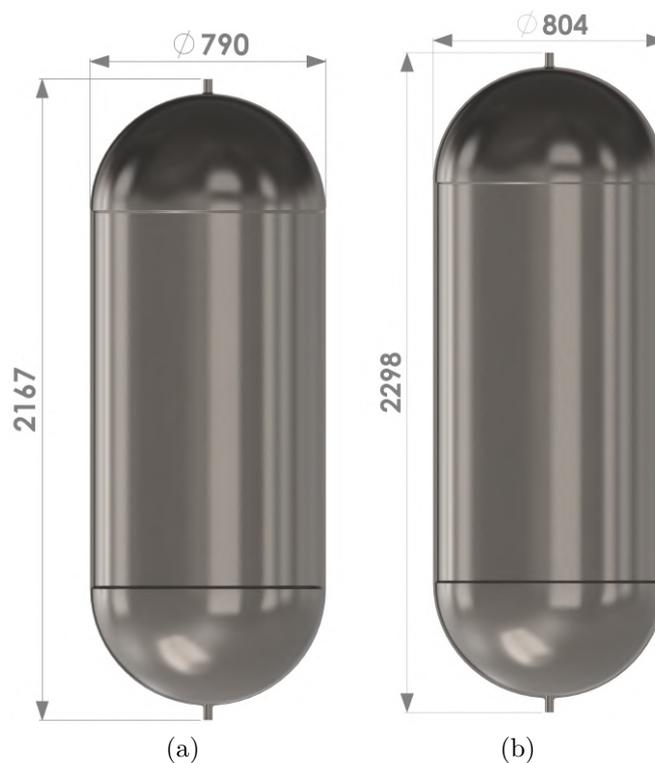


Figura 103 – modelos 3D em vista cortada dos tanques de a) Oxidante e b) Combustível

Fonte: Autor

Em muitos casos, o tanque de oxidante é bem maior do que o tanque de combustível devido à razão de mistura. Porém, para o caso da mistura Etanol/LOx a razão O/F não é tão alta, como pode ser vista na Tab. 21. Além disso, a massa específica do LOx é cerca de 1,78 vezes maior que a do etanol e a razão de mistura é de 1,68, explicando o motivo pelo qual os dois tanques tem quase o mesmo tamanho na Fig. 103.

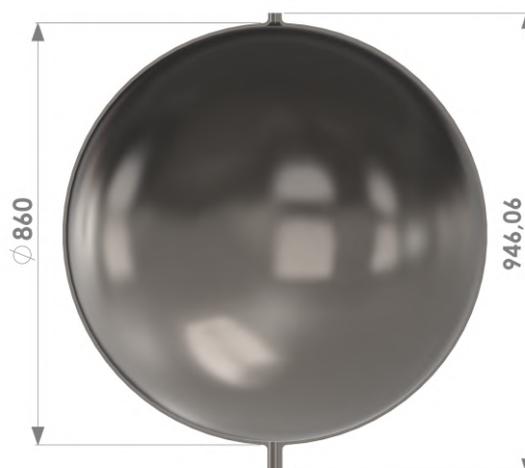


Figura 104 – Modelo 3D em vista cortada do tanque de pressurizante

Fonte: Autor

As tubulações foram pensadas para ter o mínimo de curvas possível para reduzir a queda de pressão.

Filtros para as linhas de propelentes são utilizados para evitar que partículas possam causar entupimento de injetores ou causem ignição na linha de alimentação, como mostrado na Seção 5.7.

As válvulas principais de controle dos propelentes e do pressurizante são do tipo esfera, pois possibilitam o controle de fluxo, permitem baixo tempo de resposta (já que necessita apenas de 1/4 de giro para fechar ou abrir completamente) e já são utilizadas em vários outros motores. A diferença entre as válvulas de oxidante e combustível é que a válvula de oxidante precisa ser validada para operar em temperaturas criogênicas. Para operar essas válvulas, atuadores pneumáticos são utilizados, pois conseguem fornecer alto torque e possibilitam o controle de abertura. Como os atuadores são pneumáticos, um gás adicional é necessário para operá-los. Pode-se aproveitar o hélio usado para a pressurização dos propelentes para este papel.

Uma válvula de ventilação em cada tanque de propelente foi instalada para permitir o enchimento do tanque de oxidante, devido a sua evaporação, e evitar que aumente a pressão dentro do tanque.

Uma válvula de sangria (ou de drenagem) foi instalada em cada tanque de propelente para retirar um possível excesso de fluido obtido durante o processo de enchimento e poder retirar completamente o fluido em caso de a operação ser abortada.

Dois reguladores de pressão são utilizados na saída do tanque pressurizante para controlar a pressão que chega nos tanques de propelente.

No Apêndice H é mostrado o esquemático de percurso dos fluidos, vindos dos tanques até a câmara de combustão.

7.7 Sistema de resfriamento

O sistema de resfriamento foi projetado usando o software RPA. Um sistema de resfriamento por filme em conjunto com um resfriamento regenerativo foi desenvolvido. Uma jaqueta coaxial à câmara de empuxo é utilizada para o resfriamento regenerativo, devido à simplicidade, apesar do menor desempenho. A Figura 105 mostra a transferência de calor, a Fig. 106 mostra as temperaturas e a Fig. 107 mostra a queda de pressão do refrigerante ao longo do contorno do motor.

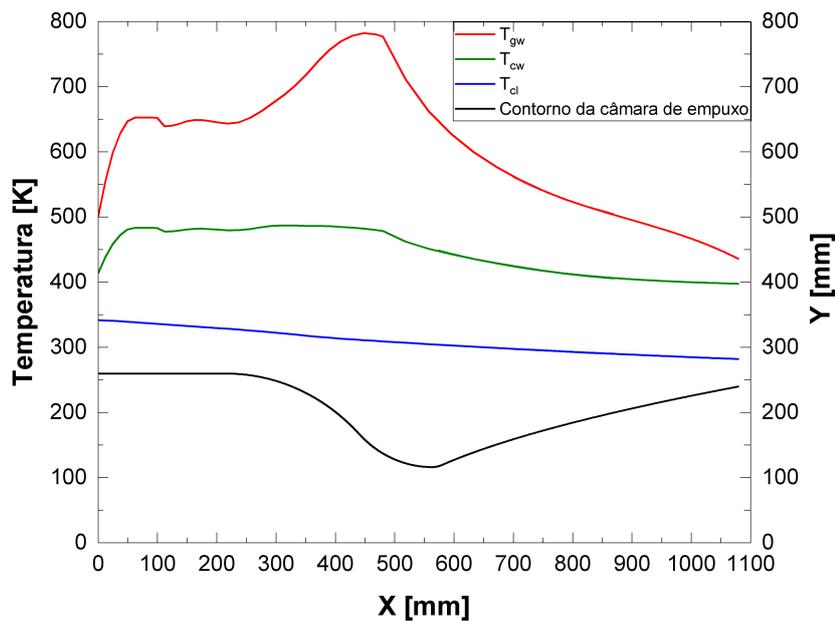


Figura 105 – Transferência de calor ao longo do contorno do motor

Fonte: Autor

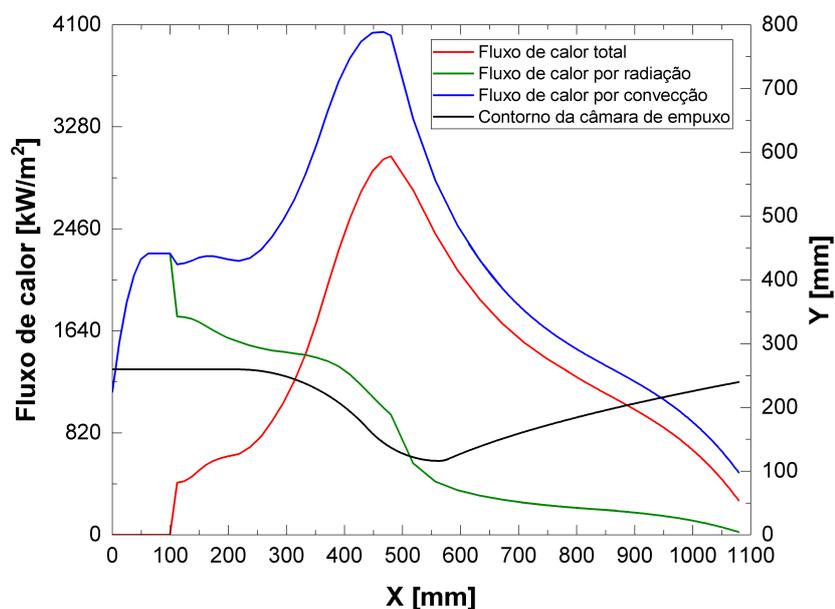


Figura 106 – Temperaturas ao longo do contorno do motor

Fonte: Autor

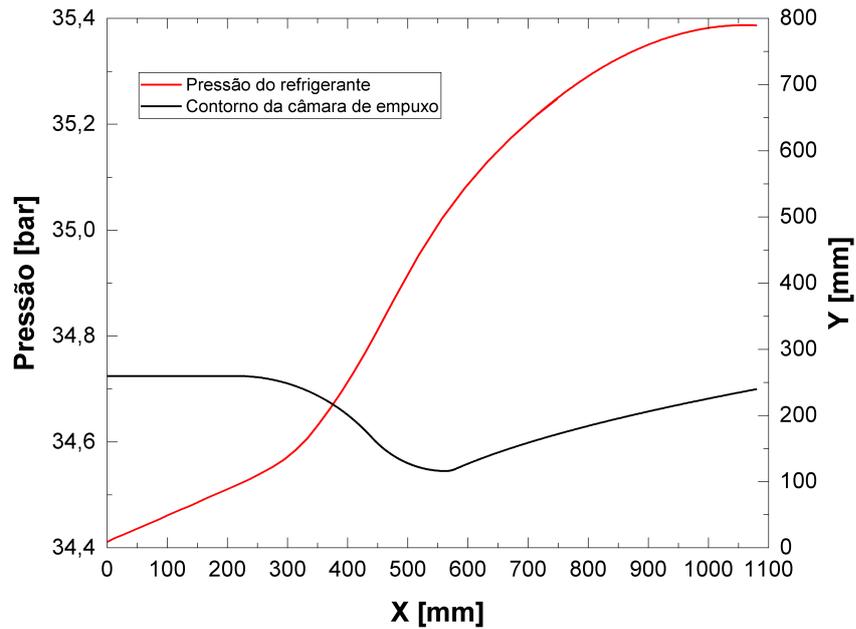


Figura 107 – Queda de pressão do refrigerante

Fonte: Autor

Como é possível observar na Figura 106, a temperatura máxima do refrigerante não chega a atingir 350 K. Comparando com a Tab. 18, é possível verificar que o combustível não entrará em ebulição, evitando a expansão do vapor e falhas estruturais. Além disso, a temperatura da parede não excede a temperatura de fusão do material e nem chega a uma temperatura em que as propriedades mecânicas são consideravelmente afetadas.

A Figura 108 mostra a representação do sistema de resfriamento e injeção. Lembrando que no Apêndice H é mostrado o esquemático de percurso dos fluidos, incluindo o sistema de resfriamento.



Figura 108 – Representação do sistema de resfriamento e injeção

Fonte: Autor

7.8 Sistema propulsivo completo

As Figuras 109 e 110 mostram então o modelo 3D completo do sistema propulsivo e da câmara de empuxo, respectivamente.

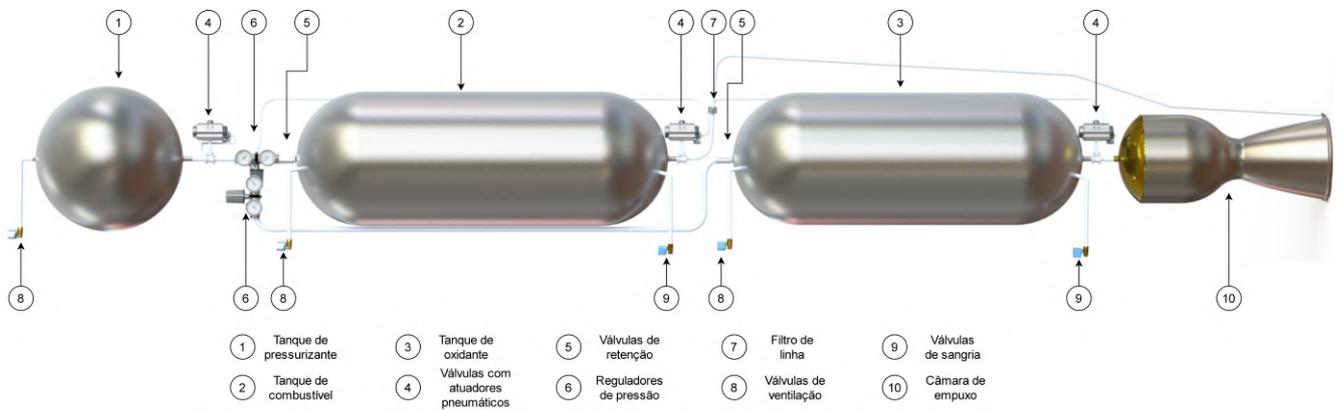


Figura 109 – Modelo 3D do sistema propulsivo completo e seus componentes

Fonte: Autor

O diagrama hidráulico encontra-se no Apêndice G.



Figura 110 – Modelo 3D do sistema propulsivo completo

Fonte: Autor

8 Validação

Para validar o projeto do motor, uma comparação com os resultados do software RPA foi feita. A Tabela 26 mostra a comparação entre os resultados do algoritmo e do RPA do motor mostrado na Seção 7. O RPA já foi validado em comparação com motores reais [Ponomarenko 2014]. Para simular o motor no RPA, primeiro é feita a otimização por meio do LPOT (Seção 6) e, por meio dos resultados do LPOT, os parâmetros de entrada são colocados no RPA.

Tabela 25 – Comparação entre os resultados do LPOT e do RPA para o LS1

Parâmetro	LPOT	RPA	Diferença
F	129,96 kN	128,36 kN	1,23 %
\dot{m}_p	53,43 kg/s	54,93 kg/s	2,81 %

Fonte: Autor

Os resultados mostrados na Tabela 26 mostram que os resultados estão próximos o suficiente para garantir que o motor projetado pelo LPOT são confiáveis.

Além da validação acima, duas validações foram feitas com o SPICA (Copenhagen Suborbitals) e o FTB-L (Orbital Engenharia). A tabela abaixo mostra a comparação dos valores de TWR reais e previstos pelo LPOT:

Tabela 26 – Comparação os TWR reais e previstos pelo LPOT do SPICA e do FTB-L [CopenhagenSuborbitals 2021], [Altafim et al. 2019]

	TWR real	TWR - LPOT	Diferença
SPICA	2,55	2,56	0,39 %
FTB-L	5,60	5,48	2,14 %

Fonte: Autor

Como é possível analisar, a diferença para o SPICA está em níveis aceitáveis. A diferença para o FTB-L também é relativamente baixa. As informações de massa do SPICA e do FTB-L são apresentadas nas Tabelas 28 e 29 e em [CopenhagenSuborbitals 2021], [Altafim et al. 2019].

Futuras simulações numéricas usando CFD (*Computational Fluid Dynamics*) são recomendadas para mais uma confirmação da acurácia dos resultados do LPOT. Como a geometria é relativamente grande, o custo computacional seria muito grande para simular o sistema propulsivo completamente. Logo, simulações dos subsistemas são mais viáveis de serem feitas, como, por exemplo, uma simulação só da câmara de combustão em conjunto com a tubeira ou uma simulação apenas de um elemento de injetor bipropelente.

9 Resultados

Afim de analisar os resultados, uma comparação do LS1 foi feita com os motores S30 e S31. Além disso, uma comparação do VSB-30 com o LS1 foi feita com o VSB-30 original, o V-2, o SPICA e o Redstone, que são foguetes relativamente similares. O V-2 foi um foguete, usado na segunda guerra mundial, a propelente líquido que utilizava LOx/etanol como propelentes, possuía turbobombas e atingia um apogeu, se lançado verticalmente, de 206 km. O SPICA é um foguete da empresa de *crowdfunding* da noruega, Copenhagen Suborbitals que utilizará LOx/etanol, será alimentado por pressão, possui um apogeu de 105 km e será tripulado. Já o Redstone era um foguete usado em defesa, porém foi convertido para lançar satélites, utilizava LOx/etanol, possuía turbobomba e tinha um apogeu de 185 km. Por fim, o FTB-L é um foguete que está em fase de desenvolvimento pela Orbital Engenharia, similar ao FTB, porém com o L15.

Além disso, motores similares como o TM65 e o BPM5 da Copenhagen Suborbitals, o SLR2.5k-I do SPL (*Swiss Propulsion Laboratory*), o L5 do IAE, o motor do programa STERN (*Studentische Experimental-Raketen*) da DLR (*Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt*), o MLE5K-S1a do projeto PERSEUS (*Projet Etudiant de Recherche Spatiale Européen Universitaire et Scientifique*) do CNES (*Centre National d'Études Spatiales*), entre vários outros motores alimentados por pressão, possuem níveis de pressão de câmara próximos ao do LS1. Com isso, é possível aferir que o algoritmo otimiza o motor de forma similar a projetos consagrados.

A Tabela 27 mostra a comparação de alguns parâmetros dos motores e as Tabs. 28 e 29 mostram a comparação com outros foguetes.

Tabela 27 – Comparação entre o LS1 e os motores S30 e S31

Motor	F [kN]	t_b [s]	m_{total} [kg]	m_p [kg]	I_{sp} [s]	P_c [bar]
LS1	130	35	2456,57	1869,97	248,06	21,62
S30	103	21	1125	875	263	67,6
S31	138	13	869	650	260	59,2

Fonte: Autor

Analisando a Tabela 27, percebe-se que o LS1 consegue atingir os requisitos com uma massa de sistema propulsivo relativamente similar. Porém, a configuração com o S30 e o S31 quase não há massa estrutural adicional, pois os próprios motores tem o papel de servir como fuselagem do foguete. Já no caso do LS1, uma estrutura adicional seria requerida, apesar de ser possível utilizar os tanques com a maior parte desse papel (porém o projeto se torna mais complexo). É importante mencionar que os valores de empuxo e

de pressão dos motores S30 e S31 são os valores máximos, porém, devido à sua tecnologia, esses valores podem variar consideravelmente durante seu funcionamento.

Tabela 28 – Comparação entre o LS1 e outros motores similares

	LVSB-30 (LS1)	VSB-30 (S30+S31)	V-2 (A-4)
Alimentação	Pressurizado	Sólido	turbobomba
L [m]	13,75	12,64	14
D [m]	0,866	0,557*	1,651
m_{rk} [kg]	2962,57	2500	12805
m_{pl} [kg]	400	400	738
Propelente	LOx+Etanol	HTPB+AP+Al+Fe ₂ O ₃	LOx+75%Etanol
m_p [kg]	1869,98	1994	8797
Apogeu [km]	255 [†]	276 [‡]	206
Nº Estágios	1	2	1
F [kN]	130	138 & 103	264,9
P_c [bar]	21,62	67,6 & 59,2	15
t_b [s]	35	13 + 21	65
L/D	15,88	22,7*	8,48
TWR	4,55	6,08 + 8,25	11,66

*O VSB-30 tem dois diâmetros.

[†]Lançado a 80°.

[‡]Lançado a 87,3° [IAE 2020]

Fonte: [Palmerio 2017], [Avibras 2021], [Gontijo M S & Fischer 2020]

Tabela 29 – Continuação da Tabela 28

	SPICA (SPICA)	Redstone (A-7)	FTB-L (L15)
Alimentação	Pressurizado	turbobomba	Pressurizado
L [m]	13	17,58	4,64 [‡]
D [m]	0,955	1,77	0,41 [‡]
m_{rk} [kg]	4000	28440	255
m_{pl} [kg]	350	2000	10
Propelente	LOx+75%Etanol	LOx+75%Etanol	LOx+Etanol
m_p [kg]	2600	25315	131,67 [†]
Apogeu [km]	105	185	30
Nº Estágios	1	1	1
F [kN]	100	414,34	15
P_c [bar]	15	21,92	16,72
t_b [s]	57,8*	155	20,9
L/D	13,6	9,9	11,32 [‡]
TWR	2,55	1,60	5,99

*Calculado por meio de dados de vazão mássica e massa de propelente.

[†]Calculado por meio de dados de vazão mássica e tempo de operação.

[‡]Estimado por meio da imagem apresentada em [Altafim et al. 2019].

Fonte: [CopenhagenSuborbitals 2021], [Wade 2019], [Miller et al. 1961], [Altafim et al. 2019]

onde m_{rk} é a massa do foguete. As Tabelas 28 e 29 mostram alguns foguetes relativamente similares ao proposto por este trabalho. Em relação ao VSB-30 original, o novo conceito possui maior massa e deve levar a custos maiores, devido à maior complexidade de fabricação, porém é de grande relevância para o desenvolvimento da tecnologia de propulsão líquida e permite um controle mais fino de trajetória. Em comparação com o V-2, percebe-se que a massa e o empuxo são muito menores, porém o V-2 é alimentado por turbobomba, possui uma carga útil de maior massa e alcança aproximadamente 50 km a mais de apogeu. O SPICA, apesar de possuir um apogeu menor do que o LVSB-30, tem uma massa maior, pois o desempenho do sistema é bem menor. Por meio da pressão da câmara é possível perceber que o desempenho será menor, além de utilizar 75% etanol, e a massa da carga útil não foi encontrada. Já o Redstone, era um foguete militar que foi convertido para uso civil. Ele possui alta massa, alto empuxo, apogeu, tempo de queima e é alimentado por turbobomba. Por fim, o FTB-L é um projeto que tem o objetivo de ser similar ao FTB, porém com propulsão líquida. Logo, o apogeu e a massa de carga útil são menores do que o esperado para o LVSB-30.

Para conferir uma demonstração do algoritmo sendo executado, clique [aqui](#). Qualquer contato pode ser feito clicando [aqui](#).

10 Conclusões

Este trabalho apresentou um desenvolvimento de um motor de foguete a propelente líquido seguindo todos os requisitos estipulados. A partir dos resultados obtidos as seguintes conclusões podem ser feitas:

1. Uma revisão bibliográfica robusta, requerida para obter-se um projeto de qualidade, a respeito de propulsão líquida de foguetes foi apresentada;
2. A partir da revisão bibliográfica, escolhas de projeto puderam ser feitas baseadas em toda a modelagem física e matemática do problema. Algumas dessas escolhas foram a seleção de propelente, a seleção de materiais, a escolha do tipo de injetor, a definição do tipo de sistema de resfriamento, entre outras;
3. Também a partir da revisão bibliográfica, um algoritmo capaz de projetar, analisar e otimizar um motor de foguete a propelente líquido alimentado por pressão foi desenvolvido;
4. Por meio do algoritmo, um motor foi desenvolvido capaz de substituir os dois estágios sólidos do foguete de sondagem VSB-30, atendendo os requisitos originais, como prover cerca de 6 minutos de microgravidade a uma carga útil de 400 kg;
5. O sistema propulsivo desenvolvido consiste em um motor de foguete a propelente líquido alimentado por pressão, utilizando oxigênio líquido e etanol como propelentes, hélio como pressurizante, possui 130 kN de empuxo, 35 s de tempo de queima e 21,62 bar de pressão na câmara;
6. Por fim, este trabalho provê uma possibilidade de avanços das pesquisas em propulsão líquida na Universidade de Brasília e no Brasil, tendo em vista que é uma tecnologia chave no desenvolvimento de um programa espacial.

11 Trabalhos futuros

Os seguintes tópicos são sugestões de trabalhos para o futuro com o objetivo de aumentar a qualidade do projeto:

1. Desenvolvimento de algoritmo próprio de análise e projeto do sistema de resfriamento;
2. Modelar e comparar os regimes de vazão mássica constante e de *blowdown*;
3. Análises de Monte Carlo para tentar prever melhor o desempenho do motor em várias condições de operação;
4. Simulações numéricas em CFD de alguns componentes para validar melhor o projeto;
5. Análise e mitigação de instabilidades de combustão;
6. Implementar influência das reações químicas no L^* ;
7. Acoplar software de CAD para obter maior precisão na estimativa de massa;
8. Implementar uma biblioteca com banco de dados de propriedades dos propelentes e materiais.

1) o desenvolvimento do algoritmo próprio para o sistema de resfriamento é fundamental para controlar melhor cada parâmetro de projeto e dinamizar o fluxo de trabalho. 2) A modelagem e comparação dos regimes de operação é importante para entender melhor o funcionamento do motor e definir escolhas de projeto, como se será implementado um sistema de controle de válvulas ou apenas um sistema aberto-fechado. 3) Monte Carlo é uma metodologia de cálculos estatísticos baseados em amostragens aleatórias e é importante para modelar a variação de desempenho na operação do motor. 4) Simulações numéricas em CFD é comumente implementado na indústria e na academia com o objetivo de aumentar a confiabilidade dos sistemas e diminuir os custos de experimentação. 5) As instabilidades de combustão podem gerar grandes danos aos motores, por isso, devem ser modeladas e mitigadas. 6) O modelo de L^* implementado neste trabalho, como dito antes, não considera efeitos de reações químicas e outros efeitos. Estes efeitos podem aumentar o L^* requerido e devem ser considerados. 7) Acoplado um software de CAD a estimativa de massa fica muito mais precisa, pois os cálculos utilizados possuem um erro associado devido à aproximações. 8) Atualmente é requerido que o usuário informe as propriedades dos propelentes e dos materiais, implementando um banco de dados com essas informações agilizará o processo de utilização da ferramenta.

Referências

- ABRAMZON, B.; SIRIGNANO, W. A. *Droplet Vaporization Model for Spray Combustion Calculations*. [S.l.]: International Journal of Heat Mass Transfer, Vol. 32, No. 9, 1989. Citado na página 233.
- ADLER, J. *A One-Dimensional Theory of Liquid-Fuel Rocket Combustion - Part II. The Influence of Chemical Reaction*. [S.l.]: Ministry of Supply Aeronautical Research Council, Imperial College of Science and Technology, London, 1959. Citado 2 vezes nas páginas 247 e 248.
- AEB. Vsb-30. Acesso em: 02, jul, 2021, 2020. Disponível em: <<https://www.gov.br/aeb/pt-br/programa-espacial-brasileiro/transporte-espacial/vsb-30>>. Citado 3 vezes nas páginas 51, 66 e 67.
- AGENCY, E. E. S. Un général belge, grand-père de l'astronautique. Acesso em: 26, mar, 2021, 2008. Disponível em: <https://www.esa.int/Space_in_Member_States/Belgium_-_Francais/Un_general_belge_grand-pere_de_l_astronautique>. Citado na página 158.
- ALEMASOV B. E. & DREGALIN, A. F. . T. A. P. (*Teoria de Motores de Foguete - Em russo*). [S.l.]: - Moscou, 1980. Citado 6 vezes nas páginas 71, 118, 119, 125, 128 e 151.
- ALMEIDA, D. S.; PAGLIUCO, C. M. M. *Development Status of L75: A Brazilian Liquid Propellant Rocket Engine*. [S.l.]: Journal of Aerospace Technology and Management, Vol. 6, 2014. Citado na página 60.
- ALMEIDA, D. S. et al. *Development Status of L75: A Brazilian Liquid Propellant Rocket Engine*. [S.l.]: Journal of Aerospace Technology and Management, Vol. 6, 2016. Citado 2 vezes nas páginas 60 e 61.
- ALMEIDA D. S. & SANTOS, E. A. . L. G. *Upper Stage Liquid Propellant Rocket Engine: A Case Analysis*. [S.l.]: Journal of Aerospace Technology and Management, Vol. 13, 2021. Citado 2 vezes nas páginas 60 e 150.
- ALMEIDA D. S. & SHIMOTE, W. K. . N. M. *Selection of Materials for Combustion Chamber of Liquid Propellant Rocket Engine*. [S.l.]: 15th Brazillian Congress of Mechanical Engineering, 1999. Citado 3 vezes nas páginas 60, 149 e 175.
- ALMEIDA, L. E. N. et al. *Processing and Characterization of Ablative Composites Used in Rocket Motors*. [S.l.]: Journal of Reinforced Plastics Composites, Vol. 33, 2014. Citado na página 170.
- ALTAFIM, R. M. et al. *Projeto e Desenvolvimento do Foguete de Treinamento Básico Líquido (FTB-L)*. [S.l.]: II Congresso Aeroespacial Brasileiro, 2019. Citado 4 vezes nas páginas 17, 60, 203 e 206.
- ALTMAN, D. et al. *Liquid Propellant Rocket Engines*. [S.l.]: Princeton Legacy Library, 1960. Citado 4 vezes nas páginas 58, 59, 143 e 149.

- ALTMAN, J. G.; HOFFMAN, J. D. *Design o Maximum Thrust Nozzle Contours by Direct Optimization Methods*. [S.l.]: AIAA Journal, Vol. 19, No. 6, 1981. Citado na página 109.
- AMARANTE, J. C. A. *Processos de Obtenção de Tecnologia Militar*. [S.l.]: Instituto de Pesquisa Econômica Aplicada, 1877, 2013. Citado na página 50.
- ANDERSON, J. D. J. *Modern Compressible Flow with Historical Perspective*. [S.l.]: McGraw-Hill, 3ª Ed., 2003. Citado na página 109.
- ANDERSON, J. D. J. *Fundamentals of Aerodynamics*. [S.l.]: McGraw-Hill, 6ª Ed., 2017. Citado na página 235.
- ANDERSON W. E. & LONG, M. R. . H. S. D. *Liquid Bipropellant Injectors*. [S.l.]: Taylor Francis, Combustion: An International Series, 1993. Citado na página 125.
- ANDRIANOV, A. et al. *Experimental Study of The Insulating Effectiveness of Silicone Rubber Composites by Oxyacetylene Ablation Testing*. [S.l.]: Journal of Aerospace Technology and Management, Vol. 12, 2020. Citado na página 170.
- ARRC. Arcc products. Acesso em: 23, fev, 2021, 2021. Disponível em: <<https://arcc.tw/projects>>. Citado na página 54.
- AVIBRAS. *Relatório de Sustentabilidade 2017*. [S.l.: s.n.], 2017. Citado na página 52.
- AVIBRAS. *Relatório de Sustentabilidade 2019*. [S.l.: s.n.], 2019. Citado na página 50.
- AVIBRAS. Pioneirismo e expertise na área espacial. Acesso em: 11, ago, 2021, 2021. Disponível em: <https://avibras.com.br/site/areas-de-atuacao/espaco.html?cookie_136591deae70770f3cec7025857a2754=accepted>. Citado 4 vezes nas páginas 51, 66, 67 e 206.
- BABKIN, A. I. et al. (fundamentos da teoria do controle automático de plantas de motores de foguete - em russo). - Moscou, 1986. Citado na página 175.
- BABU K. R. & NARASIMHAN, R. W. . N. K. *Prediction of Mean Drop Size of Fuel Sprays From Swirl Sprays Atomizers*. [S.l.]: 2ª International Conference on Liquid Atomization and Sprays, 1982. Citado na página 138.
- BALLSEAL. Chemical compatibility chart: Metallic materials used in bal seal products. Acesso em: 05, jul, 2021, 2019. Disponível em: <https://www.balseal.com/wp-content/uploads/2019/03/bal_seal_metallic_materialsTR_60C.pdf>. Citado na página 157.
- BASTOS, E. C. S. *Uma Realidade Brasileira: Foguetes e Mísseis no Exército Brasileiro 1949 - 2012*. [S.l.]: Revista da Cultura, ano XI, nº 20, 2020. Citado 2 vezes nas páginas 50 e 51.
- BAYVEL, L.; ORZECOWSKI, Z. *Liquid Atomization*. [S.l.]: Taylor Francis, Combustion: An International Series, 1993. Citado 3 vezes nas páginas 125, 128 e 129.
- BAZAROV V. & YANG, V. . P. P. *Liquid Rocket Thrust Chambers: Aspects of Modeling, Analysis, and Design - Design and Dynamics of Jet and Swirl Injectors*. [S.l.]: Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 200, p. 19-104, 2004. Citado 8 vezes nas páginas 125, 127, 128, 132, 133, 135, 136 e 137.

- BINDER, M. *An RL10A-3-3A Rocket Engine Model Using the Rocket Engine Transient Simulator (ROCEFS) Software*. [S.l.]: AIAA/SAE/ASME/ASEE 29th Joint Propulsion Conference and Exhibit 1993, 1993. Citado na página 259.
- BOUZIANE, M. et al. *Performance Comparison of Oxidizer Injectors in a 1-kN Paraffin-fueled Hybrid Rocket Motor*. [S.l.]: Elsevier, Aerospace Science and Technology, 89, 392-406, 2019. Citado na página 54.
- BRADFORD, J. E. *SCORES-II Design Tool for Liquid Rocket Engine Analysis*. [S.l.]: 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference Exhibit, 2002. Citado na página 258.
- BRADFORD J. E. & CHARANIA, A. . G. B. S. *REDTOP-2: Rocket Engine Design Tool Featuring Engine Performance, Weight, Cost, and Reliability*. [S.l.]: 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference Exhibit, 2004. Citado na página 259.
- BRÜGGE, N. Spaceroockets: Database analytics. Acesso em: 20, agosto, 2021, 2021. Disponível em: <<https://www.b14643.de/>>. Citado 2 vezes nas páginas 254 e 256.
- BURLESON, D. *Konstantin Tsiolkovsky - The Father of Astronautics and Rocket Dynamics*. Reno, NV: 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting Exhibit, 2002. Citado na página 45.
- CARREIRO, D.; PERES, F. *Conexões e suas Aplicações: Identificação, Tipos de Montagens e Características Construtivas*. [S.l.]: Swagelok, 2020. Citado na página 155.
- CASTELINI, F. *Multidisciplinary Design Optimization for Expendable Launch Vehicles*. [S.l.]: Tese de Doutorado pela Politecnico Di Milano, 2012. Citado na página 171.
- CHARKOBORTY, S.; BAUER, T. P. *Using Pressure-Fed Propulsion Technology to Lower Space Transportations Costs*. [S.l.]: 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2004. Citado 2 vezes nas páginas 253 e 254.
- CHIAVERINI, M. J.; KUO, K. K. *Fundamentals of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion*. [S.l.]: AIAA Progress In Astronautics and Aeronautics, 1ª Ed., 2007. Citado 3 vezes nas páginas 52, 53 e 62.
- CHIU, H. H. *Modeling Liquid-Propellant Spray Combustion Process*. [S.l.]: Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 200, p. 251-294, 2004. Citado na página 143.
- CIPOLLA, J. Aerospike - aerorocket. 2021. Citado na página 257.
- COPENHAGENSUBORBITALS. Spica engine. Acesso em: 22, agosto, 2021, 2021. Disponível em: <<https://copenhagensuborbitals.com/missions/spica-engine/>>. Citado 3 vezes nas páginas 17, 203 e 206.
- COQUILHAT, C. E. *Trajectories des Fusées Volantes Dans le Vide*. [S.l.]: Société Royale des Sciences de Liège, 1983. Citado na página 45.
- COSTA, F. S.; FISCHER, G. A. A. *Propulsion and Thermodynamic Parameters of Van der Waals Gases in Rocket Nozzles*. [S.l.]: International Journal of Aerospace Engineering - Hindawi, 2019. Citado na página 105.

- COSTA F. S. & VIEIRA, R. . M. R. I. *Novos Sistemas Propulsivos para Satélites e Plataformas Espaciais*. [S.l.]: Laboratório Associado de Combustão e Propulsão, Workshop de Inovação INPE, 2016. Citado na página 60.
- CPL, C. P. L. Chemical propulsion laboratory. Acesso em: 11, ago, 2021, 2021. Disponível em: <<https://fga.unb.br/cpl>>. Citado na página 54.
- CPL, C. P. L. Chemical propulsion laboratory. Acesso em: 11, ago, 2021, 2021. Disponível em: <<https://sites.google.com/aerospace.unb.br/cpl>>. Citado 2 vezes nas páginas 54 e 55.
- DAVENAS, A. *Solid Rocket Propulsion Technology*. [S.l.]: Pergamon Press, 1^a Ed., 1992. Citado 2 vezes nas páginas 48 e 49.
- DELTAV. Portifólio deltav. Acesso em: 26, out, 2021, 2021. Disponível em: <<https://www.deltavengenharia.com/portifolio/>>. Citado na página 60.
- DELUCA, L. et al. *Chemical Rocket Propulsion: A Comprehensive Survey of Energetic Materials*. [S.l.]: Springer, 2017. Citado na página 49.
- DOBROVOLSKY, M. B. (*Motores de Foguete de Propulsão Líquida - Em russo*). [S.l.]: MGTU - Moscou, 2005. Citado na página 128.
- DOROFEEV, A. A. (*Fundamentos da Teoria dos Motores de Foguete Térmicos - Em russo*). [S.l.]: , 2010. Citado 2 vezes nas páginas 71 e 117.
- DUNN, S. S.; COATS, D. E. *Nozzle Performance Predictions Using the TDK 97 CODE*. [S.l.]: 33rd Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1997. Citado na página 261.
- EDELMAN, A. I. *Propellant Valves of Liquid-Propellant Rocket Engines*. [S.l.]: National Technical Information Service, Foreign Technology Division, Wright-Patterson Air Force Base-AD-750578, 1972. Citado 2 vezes nas páginas 152 e 153.
- EPM. The seal man's o-ring handbook. Acesso em: 05, jul, 2021, 2004. Disponível em: <https://projects.iq.harvard.edu/files/epm_oring_handbook.pdf>. Citado na página 155.
- ERNST, R. R. L. *Liquid Rocket Analysis (LiRA): Development of a Liquid Bi-Propellant Rocket Engine Design, Analysis and Optimization Tool*. [S.l.]: Dissertação de Mestrado de Pós-Graduação em Voo Espacial pela Universidade de Tecnologia de Delft - TUDelft, 2014. Citado 2 vezes nas páginas 171 e 258.
- FAENZA, M. G. et al. *Getting Ready for Space: Nammo's Development of a 30 kN Hybrid Rocket Based Technology Demonstrator*. [S.l.]: 7th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS), 2017. Citado na página 54.
- FERREIRA, D. R. *Otimização de Jaqueta de Refrigeração Aplicada a Motor Foguete a Propelente Líquido*. [S.l.]: Dissertação de Mestrado de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologias Espaciais/Combustão e Propulsão pelo Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE, 2019. Citado na página 165.
- FILHO, R. B. N.; GONTIJO, M. S. *Performance Prediction Software for Hybrid Rocket Motors*. [S.l.]: 18th Brazilian Congress of Thermal Sciences and Engineering, 2020. Citado 2 vezes nas páginas 151 e 176.

- FISCHER, G. A. A. *Injetores Centrífugos Duais e Jato-Centrífugos para Aplicação em Propulsão de Foguetes*. [S.l.]: Dissertação de Mestrado de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologias Espaciais/Combustão e Propulsão pelo Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE, 2014. Citado 7 vezes nas páginas 126, 128, 129, 130, 131, 132 e 133.
- FISCHER, G. A. A. *Atomização de Géis por Injetores Centrífugos Duais e Jato-Centrífugos para Aplicação em Propulsão de Foguetes*. [S.l.]: Tese de Doutorado de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologias Espaciais/Combustão e Propulsão pelo Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE, 2019. Citado 5 vezes nas páginas 58, 128, 133, 137 e 138.
- FRACENSCO D. M. & ROSA, D. M. . O. M. *Transient Simulation of the RL-10A-3-3A Rocket Engine*. [S.l.]: Ecosimpro, 2015. Citado na página 259.
- FROSSLING, N. *Über Die Verdunstung Fallender Tropfen*. [S.l.]: Geophysik, vol. 52, 1938. Citado na página 235.
- FRY, R. S. *A Century of Ramjet Propulsion Technology Evolution*. Vol. 20, No. 1, January–February: Journal of Propulsion and Power, 2004. Citado na página 47.
- FSA. *Gasket Handbook*. [S.l.]: Fluid Sealing Association and European Sealing Association, 1^a Ed., 2017. Citado na página 155.
- GAHUN D. D. D. & BAULIN, V. I. . V. V. A. *(Projeto e Engenharia de Motores de Foguete a Propelente Líquido - Em russo)*. [S.l.]: - Moscou, 1989. Citado 3 vezes nas páginas 104, 105 e 122.
- GAMPER, E.; HING, R. *Design and Test of Nitrous Oxide Injectors for a Hybrid Rocket Engine*. [S.l.]: Deutscher Luft und Raumfahrtkongress, 2013. Citado na página 140.
- GARCIA, A. et al. *VSB-30 Sounding Rocket: History of Flight Performance*. [S.l.]: Journal of Aerospace Technology and Management, Vol. 3, No. 3, 2011. Citado na página 67.
- GODSAVE, G. A. E. *Studies of the Combustion of Drops in a Fuel Spray - the Burning of a Single Drops of Fuel*. [S.l.]: Symposium (International) on Combustion, 1953. Citado na página 233.
- GOLDSMITH, M.; PENNER, S. S. *On the Burning of Single Drops of Fuel in an Oxidizing Atmosphere*. [S.l.]: Journal of Jet Propulsion, 1954. Citado na página 233.
- GONTIJO, M. S.; SHYNKARENKO, O. *Investigation of a Dual-Fuel Hybrid Rocket Engine for Missile and Rocket Applications*. IAC-20-C4.2.15x56892: 71st International Astronautical Congress (IAC) – The CyberSpace Edition, 2020. Citado 4 vezes nas páginas 52, 54, 61 e 140.
- GONTIJO, M. S. et al. *Design of a Vertical Test Bench for Hybrid Rocket Motors with TVC Testing Capabilities*. IAC-21-C4.4.3x63082: 72nd International Astronautical Congress (IAC), 2021. Citado na página 54.
- GONTIJO M S & FISCHER, G. A. A. . C. F. S. *Evaluation of SMD Effects on Characteristic Lengths of Liquid Rocket Engines Using Ethanol/LOx and RP-1/LOx*. [S.l.]: 18th Brazilian Congress of Thermal Sciences and Engineering, 2020. Citado 10 vezes nas páginas 54, 60, 104, 138, 143, 147, 148, 149, 206 e 243.

- GONTIJO M S & FISCHER, G. A. A. . C. F. S. *Characteristic Lengths of Liquid Propellant Rocket Engines and the Influence of Chemical Reactions*. [S.l.]: 26th International Congress of Mechanical Engineering, 2021. Citado 4 vezes nas páginas 247, 250, 251 e 252.
- GONTIJO M S & FISCHER, G. A. A. . C. F. S. *Influence of SMD on Characteristic Lengths of Liquid Propellant Rocket Engines*. [S.l.]: 8th School of Combustion, 2021. Citado 2 vezes nas páginas 104 e 143.
- GORDON, S.; MCBRIDE, B. J. *Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications I. Analysis*. [S.l.]: NASA, Reference Publication 1311, 1994. Citado 7 vezes nas páginas 71, 73, 75, 76, 77, 79 e 257.
- GORDON, S.; MCBRIDE, B. J. *Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications II. Users Manual and Program Description*. [S.l.]: NASA, Reference Publication 1311, 1996. Citado 3 vezes nas páginas 77, 79 e 257.
- GOWARIKER, V. R. *Mechanical and Chemical Contributions to the Erosion Rates of Graphite Throats in Rocket Motor Nozzles*. [S.l.]: Journal of Spacecrafts and Rockets, 1966. Citado na página 119.
- GRACO. Chemical compatibility. Acesso em: 05, jul, 2021, 2013. Disponível em: <https://www.graco.com/content/dam/graco/ipd/literature/misc/chemical-compatibility-guide/Graco_ChemCompGuideEN-B.pdf>. Citado na página 157.
- HABONIM. Technical information: Chemical compatibility. Acesso em: 05, jul, 2021, 2016. Disponível em: <<https://www.klimos.pl/images/pdf/Chemical-compatibility-Catalog-2016.pdf>>. Citado na página 157.
- HAHN R. H. S. & DEEKEN, J. . S. S. *Comparative Study of Ethanol and Kerosene Propellant for Gas-generator Fed Upper Stage Application, Using EcoSimPro*. [S.l.]: Ecosimpro, 2017. Citado na página 259.
- HAHN R. H. S. & HOFFMANN, D. . D. J. . O. M. . S. S. *Transient Model of API Injector Using EcoSimPro for Expander Bleed Engine Application*. [S.l.]: 8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS), 2019. Citado na página 259.
- HARADA, M. A. *Análise do Impacto da Certificação no Processo de Transferência de Tecnologia: Estudo de Caso da Certificação no Veículo Suborbital Vsb-30 para o Programa Espacial Brasileiro*. [S.l.]: Trabalho de Conclusão de Curso de Especialista em Gestão de Políticas Públicas de Ciência, Tecnologia e Inovação, 2019. Citado na página 66.
- HERALD, T. K. Young and fearless: Startups enter global race for space, robotics and ai. Acesso em: 23, fev, 2021, 2021. Disponível em: <<http://www.koreaherald.com/view.php?ud=20210107000607>>. Citado na página 54.
- HERMANI, V.; COELHO, S. *Instalações de Gases Especiais*. [S.l.]: Swagelok, 2020. Citado na página 153.
- HILL, P.; PETERSON, C. *Mechanics and Thermodynamics of Propulsion*. [S.l.]: Addison Wesley Longman, 2ª Ed., 1992. Citado 11 vezes nas páginas 49, 71, 82, 92, 93, 107, 109, 112, 114, 117 e 143.

- HPT, H. P. T. Hybrid propulsion team. Acesso em: 11, ago, 2021, 2012. Disponível em: <<https://hybridteamppt.wordpress.com/>>. Citado na página 54.
- HUGGETT C. & BARTLEY, C. E. . M. M. M. *Solid Propellant Rockets*. [S.l.]: Pinceton Legacy Library, 1960. Citado na página 49.
- HUGH, B. M. *Numerical Analysis of Existing Liquid Rocket Engines as a Design Process Starter*. [S.l.]: 31 st AIAA/ASME/SAE/ASEE, Joint Propulsion Conference and Exhibit, San Diego, CA, 1995. Citado 3 vezes nas páginas 93, 106 e 149.
- HUMBLE R. W. & HENRY, G. N. . L. W. J. *Space Propulsion Analysis and Design*. [S.l.]: Learning Solutions, 1^a Ed., 1995. Citado 4 vezes nas páginas 117, 138, 143 e 144.
- HUZEL, D. K.; HUANG, D. H. *Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines*. [S.l.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics - AIAA, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 147, 1992. Citado 21 vezes nas páginas 58, 59, 71, 107, 108, 110, 117, 121, 124, 143, 144, 147, 149, 153, 158, 160, 166, 168, 169, 175 e 176.
- HYIMPULSE. Hyimpulse products. Acesso em: 23, fev, 2021, 2021. Disponível em: <<https://www.hyimpulse.de/en/products>>. Citado na página 54.
- IAE. Vsb-30. Acesso em: 20, agosto, 2021, 2020. Disponível em: <<https://iae.dcta.mil.br/index.php/todos-os-projetos/todos-os-projetos-desenvolvidos/menu-usb-30>>. Citado na página 206.
- IAE, I. de Aeronáutica e E. *Relatório de Atividades 2018*. [S.l.: s.n.], 2018. Citado na página 50.
- IAE, I. de Aeronáutica e E. Histórico. Acesso em: 14, fev, 2021, 2019. Disponível em: <<https://www.iae.cta.br/index.php/historico>>. Citado na página 50.
- ISSELHORST, A. *HM7B Simulation with ESPSS Tool on Ariane 5 ESC-A Upper Stage*. [S.l.]: 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference Exhibit, 2010. Citado na página 259.
- ITO, J. I. *Liquid Rocket Thrust Chambers: Aspects of Modeling, Analysis, and Design - Propellant Injection Systems and Process*. [S.l.]: Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 200, p. 1-18, 2004. Citado 2 vezes nas páginas 121 e 139.
- JASUJA, A. K. *Atomization of Crude and Residual Fuel Oils*. [S.l.]: ASME, Journal of Engineering and Power, Vol. 101, No. 2, 1979. Citado na página 138.
- JOHNSON, D. Emw c2 wasserfall. Acesso em: 20, agosto, 2021, 2021. Disponível em: <<http://www.luft46.com/missile/wasserfl.html>>. Citado na página 255.
- JUNIOR, P. C. L. *A Ascensão e Queda, e os Desafios ao Crescimento das Empresas de Defesa Avibras e Engesa*. [S.l.]: Dissertação de mestrado, UFRJ, 2013. Citado na página 50.
- KENNEDY, J. B. *High Weber Number SMD Correlations ofr Pressure Atomizers*. [S.l.]: ASME 85-GT-37, 1985. Citado na página 138.
- KESSAEV, J. V. *Theory and Calculation of Liquid-Propellant Engines*. [S.l.]: ITA/IAE, Apostila de mestrado, 1997. Citado 12 vezes nas páginas 84, 104, 105, 106, 111, 114, 123, 128, 138, 160, 163 e 164.

- KHAN, T. W.; QAMAR, I. *Factors Affecting Characteristic Length of the Combustion Chamber of Liquid Propellant Rocket Engines*. [S.l.]: Mehran University Research Journal of Engineering Technology, vol. 38, 2019. Citado 2 vezes nas páginas 142 e 144.
- KLEM, M. D.; PIEPER, J. L.; WALKER, E. R. *Combustor Design and Analysis Using the Rocket Combustor Interactive Design (ROCCID) Methodology*. [S.l.]: AIAA/SAE/ASME/ASEE 26th Joint Propulsion Conference, 1990. Citado na página 261.
- KNOTT G. M. & JACKSON, T. L. . B. J. *Random Packing of Heterogeneous Propellants*. [S.l.]: AIAA, Vol. 39, No. 4, 2001. Citado na página 49.
- KOELLE, H. H. *Handbook of Astronautical Engineering*. [S.l.]: McGraw-Hill, 1961. Citado 3 vezes nas páginas 45, 59 e 119.
- KOOPMAN, G. Getting into the launching business: The amroc story. Acesso em: 22, jan, 2021, 2021. Disponível em: <<https://forum.nasaspaceflight.com/index.php?action=dlattach;topic=6026.0;attach=17028>>. Citado na página 52.
- KOZLOV, A. A. et al. *Development Liquid Rocket Engine of Small Thrust With Combustion Chamber from Carbon - Ceramic Composite Material*. [S.l.]: Nanocomposites with Unique Properties and Applications in Medicine and Industry, IntechOpen, 2011. Citado na página 175.
- KOZLOV A. A. & NOVIKOV, V. N. . S. E. V. *(Fornecimento de Energia e Sistemas de Controle para Sistemas de Propulsão de Foguetes de Propelente Líquido - Em russo)*. [S.l.]: - Moscou, 1988. Citado na página 171.
- KUDRYAVTSEV, B. M. *(Fundamentos da Teoria e Cálculos de Fluidos de Motores de Foguete - Em russo)*. [S.l.]: - Moscou, 1993. Citado 2 vezes nas páginas 71 e 128.
- KULHANEK, S. L. *Design, Analysis, and Simulation of Rocket Propulsion System*. [S.l.]: Dissertação de Mestrado de Pós-Graduação em Engenharia Aeroespacial pela Universidade do Kansas, 2012. Citado na página 258.
- LEFEBVRE, A. H. *Gas Turbine Combustion*. [S.l.]: DC: Hemisphere, 1983. Citado na página 138.
- LEFEBVRE, A. H.; MCDONELL, V. G. *Atomization and Sprays*. [S.l.]: CRC Press, 2^a Ed., 2007. Citado 4 vezes nas páginas 126, 138, 139 e 140.
- LEWIS, G. N.; RANDALL, M. *Thermodynamics*. [S.l.]: McGraw-Hill, 2^a Ed., 1961. Citado na página 78.
- LIDE, D. R. *Handbook of Chemistry and Physics*. [S.l.]: CRC Press, 84^a Ed., 2003. Citado 2 vezes nas páginas 99 e 101.
- LINN, M. *Pedro Paulet: Peruvian Pioneer of the Space Age*. 33:99–123: Science Technology Libraries, 2014. Citado na página 56.
- MAJUMDAR, A. *A Second Law Based Unstructured Finite Volume Procedure for Generalized Flow Simulation*. [S.l.]: 37th AIAA Aerospace Sciences Meeting Conference and Exhibit, 1999. Citado na página 260.

- MAJUMDAR A. & BAILEY, J. . S. B. *A Generalized Fluid System Simulation Program to Model Flow Distribution in Fluid Networks*. [S.l.]: 33rd AIAA Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1997. Citado na página 260.
- MARCO. Teflon encapsulated o-ring material and size guide. Acesso em: 05, jul, 2021, 2021. Disponível em: <<https://www.marcorubber.com/teflon-encapsulated-o-rings.htm>>. Citado na página 156.
- MARQUES, M. P. P. M. *Small Liquid Propellant Rocket Engine*. [S.l.]: Instituto Superior Técnico, Universidade de Lisboa, 2016. Citado na página 176.
- MATTEO, F. D.; ROSA, M. D.; ONOFRI, M. *Semi-Empirical Heat Transfer Correlations in Combustion Chambers for Transient System Modelling*. [S.l.]: Space Propulsion Conference, 2010. Citado na página 160.
- MATWEB. Material property data. Acesso em: 22, maio, 2021, 2021. Disponível em: <<http://www.matweb.com/index.aspx>>. Citado na página 190.
- MCBRIDE, B. J.; GORDON, S. *Computer Program for Calculating and Fitting Thermodynamic Functions*. [S.l.]: NASA, Reference Publication 1271, 1992. Citado na página 76.
- MEGSON, T. H. G. *Aircraft Structures for Engineering Students*. [S.l.]: Elsevier Aerospace Engineering Series, 4^a Ed., 2007. Citado na página 171.
- MEJIA, A. *Pedro Paulet: Peruvian Pioneer of the Space Age*. Huntsville, Alabama: SpaceOps Conference, 2010. Citado na página 56.
- MILLER, F. R. et al. *The Mercury-Redstone Project*. [S.l.]: George C. Marshall Space Flight Center - NASA, 1961. Citado na página 206.
- MIRANDA, D. *Foguetes Brasileiros*. [S.l.]: Publicado pelo autor e reproduzido com autorização, 2021. Citado na página 51.
- MOROZ L. & BURLAKA, M. . B. V. *Developing Competitive Liquid Rocket Engines During The Space Gold Rush*. [S.l.]: SoftInWay, Inc, 2019. Citado na página 259.
- MOROZ L. & BURLAKA, M. . B. V. . K. R. . M. D. *Liquid Rocket Propulsion Launcher Design System to Train AxSTREAM.AI. Reusability Aspects*. [S.l.]: 8th EUROPEAN CONFERENCE FOR AERONAUTICS AND SPACE SCIENCES (EUCASS), 2019. Citado na página 259.
- MOTA, F. A. S. *Modeling and Simulation of Launch Vehicles Using Object-Oriented Programming*. [S.l.]: Tese de Doutorado de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologias Espaciais/Divisão de Mecânica Espacial e Controle pelo Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE, 2015. Citado na página 171.
- MOTA, F. A. S. et al. *Modeling and Analysis of a LOX/Ethanol Liquid Rocket Engine*. [S.l.]: J Aerosp Techno Manag, 10: e3018, 2018. Citado na página 171.
- MUSS, J. A.; NGUYEN, T. V.; JOHNSON, C. W. *User's Manual for Rocket Combustor Interactive Design (ROCCID) and Analysis Computer Program - Volume I*. [S.l.]: NASA Contractor Report, 1991. Citado na página 261.

- NARAGHI, M. H. N. *User Manual for RTE2021 - A Computer Code for Three-Dimensional Rocket Thermal Evaluation*. [S.l.]: Tara Technologies, LLC, 2021. Citado na página 260.
- NASA. *Solid Propellant Grain Design and Internal Ballistics*. [S.l.]: National Aeronautics and Space Administration, 1972. Citado na página 49.
- NASA. *Liquid Rocket Lines, Bellows, Flexible Hoses, and Filters*. [S.l.]: NASA Space Vehicle Design Criteria (Chemical Propulsion), 1977. Citado 2 vezes nas páginas 156 e 174.
- NASA. J-2x progress: Valves, commands into action. Acesso em: 04, jul, 2021, 2011. Disponível em: <<https://blogs.nasa.gov/J2X/tag/valves/>>. Citado na página 152.
- NASA. Brief history of rockets. Acesso em: 22, jan, 2021, 2014. Disponível em: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/TRC/Rockets/history_of_rockets.html>. Citado na página 45.
- NASA. *NASA Systems Engineering Handbook*. [S.l.]: NASA SP-2016-6105, Rev. 2, 2016. Citado na página 63.
- NASCIMENTO, M. A. C. et al. *Relatório da Investigação do Acidente Ocorrido com o VLS-1 V03, em 22 de Agosto de 2003, em Alcântara, Maranhão*. [S.l.]: Ministério da Defesa, 2004. Citado na página 50.
- NAVICKAS, J.; CHENG, P. Y. *Effect of Propellant Sloshing on the Design of Space Vehicle Propellant Storage Systems*. [S.l.]: 26th Joint Propulsion Conference, 1990. Citado na página 158.
- NEWLANDS, R. Hybrid safety. Acesso em: 04, jul, 2021, 2019. Disponível em: <<http://www.aspirespace.org.uk/downloads/Hybrid%20safety.pdf>>. Citado na página 155.
- NGUYEN D. & MARTINEZ, A. *Versatile Engine Design Software*. [S.l.]: 28th AIAA/SAE/ASME/ASEE 28th Joint Propulsion Conference, 1993. Citado na página 260.
- NIST. Nist chemistry webbook. Acesso em: 14, fev, 2021, 2021. Disponível em: <<https://webbook.nist.gov/chemistry/>>. Citado 2 vezes nas páginas 101 e 189.
- OMEGA. Medidores de vazão: Introdução aos medidores de vazão. Acesso em: 04, jul, 2021, 2021. Disponível em: <<https://br.omega.com/prodinfo/medidores-de-vazao.html>>. Citado na página 155.
- OMEGA. Saiba o que é um termopar: Introdução à medição de temperatura. Acesso em: 02, jul, 2021, 2021. Disponível em: <<https://br.omega.com/prodinfo/termopares.html>>. Citado na página 154.
- OMEGA. Transdutores de pressão: Introdução aos transdutores de pressão. Acesso em: 04, jul, 2021, 2021. Disponível em: <<https://br.omega.com/prodinfo/transdutores-de-pressao.html>>. Citado na página 154.
- PALMERIO, A. F. *Introdução à Tecnologia de Foguetes*. [S.l.]: SindCT, 2017. Citado 2 vezes nas páginas 66 e 206.

- PARKER. Five most important factors you need to consider for hydraulic fittings. Acesso em: 04, jul, 2021, 2017. Disponível em: <<http://blog.parker.com/five-most-important-factors-you-need-to-consider-for-hydraulic-fittings>>. Citado na página 155.
- PARKER. Parker o'ring handbook. Acesso em: 05, jul, 2021, 2021. Disponível em: <<https://www.parker.com/Literature/O-Ring%20Division%20Literature/ORD%205700.pdf>>. Citado 2 vezes nas páginas 155 e 157.
- PEDERSEN, T. Spica tanks. Acesso em: 06, jul, 2021, 2019. Disponível em: <<https://copenhagensuborbitals.com/spica-tanks/>>. Citado na página 159.
- PEDREIRA, S. M. et al. *Performance Analysis of Injectors for a Hybrid Propulsion System*. IAC-20-C4.2.15x56892: Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering, 2019. Citado na página 54.
- PEDROW, B. Making a cryogenic-compatible o-ring seal. 2016. Acesso em: 05, jul, 2021. Disponível em: <<https://hydrogen.wsu.edu/2016/02/09/making-a-cryogenics-compatible-o-ring-seal/>>. Citado na página 156.
- PENNER, S. S.; DUCARME, J. *The Chemistry of Propellants*. [S.l.]: Pergamon Press LTD, 1960. Citado 5 vezes nas páginas 48, 62, 71, 95 e 100.
- PFUETZENREUTER, L. et al. *L75 LOx Ethanol Engine: Current Status of Thrust Chamber and Turbopump Cooperative Development*. [S.l.]: 53rd, AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, July, Atlanta, Ga, 2017. Citado 2 vezes nas páginas 60 e 149.
- PINHEIRO, A. P.; VEDOVOTO, J. M. *Evaluation of Droplet Evaporation Models and the Incorporation of Natural Convection Effects*. [S.l.]: Springer - Flow, Turbulence and Combustion, 2018. Citado na página 141.
- PONOMARENKO, A. *Thermal Analysis of Thrust Chambers*. [S.l.]: Rocket Propulsion Analysis, 2010. Citado 6 vezes nas páginas 71, 115, 116, 167, 169 e 170.
- PONOMARENKO, A. *Assessment of Delivered Performance of Thrust Chamber*. [S.l.]: Rocket Propulsion Analysis, 2013. Citado 3 vezes nas páginas 118, 119 e 257.
- PONOMARENKO, A. *Tool for Rocket Propulsion Analysis*. [S.l.]: Space Propulsion Conference, 2014. Citado 2 vezes nas páginas 71 e 203.
- PRIEM, R. J.; HEIDMANN, M. F. *Vaporization of Propellants in Rocket Engines*. [S.l.]: NASA, Lewis Flight Propulsion Laboratory, ARS - Journal of the American Rocket Society, 1958. Citado 3 vezes nas páginas 142, 143 e 144.
- PÉREZ J. G. & PARKS, R. A. . L. D. R. *Validation of Slosh Model Parameters Anti-Slosh Baffle Designs of Propellant Tanks by Using Lateral Slosh Testing*. [S.l.]: 27th Aerospace Testing Seminar, 2012. Citado na página 158.
- RACHOV P. A. P. & TACCA, H. . L. D. *Electric Feed Systems for Liquid Propellant Rockets*. [S.l.]: Journal of Propulsion and Power, 2013. Citado na página 150.
- RADCLIFFE, A. *Fuel Injection*. [S.l.]: High Speed Aerodynamics and Jet Propulsion, Vol. XI, 1960. Citado na página 138.

- RAMOS, N.; NILO, A. *Boas Práticas em Instalações de Gases*. [S.l.]: Swagelok, 2020. Citado na página 153.
- RANGWALA, A. S. *Flame Spread Analysis Using a Variable B-Number*. [S.l.]: Dissertação de doutorados em engenharia mecânica, Universidade da Califórnia, 2006. Citado na página 233.
- RANZ, W.; MARSHALL, W. *Evaporation from Drops*. [S.l.]: Chemical Engineering Progress, vol. 48, 1952. Citado na página 235.
- RAO, G. V. R. *Exhaust Nozzle Contour for Optimum Thrust*. [S.l.]: ARS - Journal of the American Rocket Society, 1958. Citado 2 vezes nas páginas 106 e 107.
- RAO, G. V. R. *Approximation of Optimum THrust Nozzle Contour*. [S.l.]: ARS - Journal of the American Rocket Society, Vol. 30, No. 6, 1960. Citado na página 108.
- REN Y. & ZHANG, B. . Q. H. *A Simple Taylor-series Expansion Method for a Class of Second Kind Integral Equations*. [S.l.]: Journal of Computational and Applied Mathematics, Vol. 110, 1999. Citado na página 74.
- RHOTE-VANEY R. & LEKEUX, T. V. A. *Transient Modelling of Cryogenic Rocket Engines: A Modular Approach*. [S.l.]: 4th International Conference on Launcher Technology Space Launcher Liquid Propulsion, 2002. Citado na página 260.
- RICHTER, G. P.; SMITH, T. D. *Ablative Material Testing for Low-Pressure, Low-Cost Rocket Engines*. [S.l.]: NASA Technical Memorandum 107041, 1995. Citado na página 170.
- ROSALES K. R. & SHOFFSTALL, M. S. . S. J. M. *Guide for Oxygen Compatibility Assessments on Oxygen Components and Systems*. [S.l.]: NASA Technical Memorandum-TM-2007-213740, 2007. Citado na página 153.
- RUTH E. K. & AHN, H. . B. R. L. . B. M. A. *Advanced Liquid Rocket Engine Transient Model*. [S.l.]: AIAA/SAE/ASME/ASEE 26th Joint Propulsion Conference, 1990. Citado na página 259.
- SAEEDIPOUR, M. et al. *A Numerical and Experimental Study of Flow Behaviour in High-Pressure Die Casting*. [S.l.]: Magnesium Technology, 185-190, 2014. Citado na página 140.
- SALVADOR, C. A. V. *Modelo Matemático de Câmaras de Combustão Bipropelentes*. [S.l.]: Dissertação de Mestrado de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologias Espaciais/Combustão e Propulsão pelo Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE, 2004. Citado 2 vezes nas páginas 142 e 144.
- SALVADOR, C. A. V.; COSTA, F. S. *Vaporization Lengths of Hydrazine Fuels Burning with NTO*. [S.l.]: Journal of Propulsion and Power, Vol. 22, No. 6, 2006. Citado na página 144.
- SCHIMIDT, P. W. *Zerstäuben von Flüssigkeiten*. [S.l.]: Physik in Unserer Zeit, 113-120, 1984. Citado na página 140.
- SCHLINGLOFF, H. *Astronautical Engineering: An Introduction to the Technology of Spaceflight*. [S.l.]: Ingenieurburo, 2005. Citado 2 vezes nas páginas 171 e 174.

- SCHMER, T. Combined propellant/pressurant vessel (cppv) concept. Acesso em: 26, jul, 2021, 2019. Disponível em: <<https://steelheadcomposites.com/combined-propellant-pressurant-vessel-cppv-concept/>>. Citado na página 45.
- SCHOENMAN, L. *4000 °F Materials for Low-Thrust Rocket Engines*. [S.l.]: Journal of Propulsion and Power, Vol. 11, No. 6, 1995. Citado na página 175.
- SEA. Tdk'12™ code. Acesso em: 02, janeiro, 2022, 2020. Disponível em: <<https://www.seainc.com/productsTDK.php>>. Citado na página 261.
- SEA. Viper 4.5™ code. Acesso em: 02, janeiro, 2022, 2020. Disponível em: <<https://www.seainc.com/productsVIPER.php>>. Citado na página 261.
- SEITZMAN, J. M. *Liquid Propellant Cycles: Gas Feed and Turbopump Systems*. [S.l.]: Gerogia Tech - College of Engineering: AE4451, 2020. Citado 2 vezes nas páginas 253 e 254.
- SHINE, S. R. *Review on Film Cooling of Liquid Rocket Engines*. [S.l.]: Propulsion and Power Research, 2018. Citado na página 169.
- SHOEMAKE, E. Cryogenic seals using indium. Acesso em: 05, jul, 2021, 2016. Disponível em: <<https://hydrogen.wsu.edu/2016/06/03/cryogenic-seals-using-indium/>>. Citado na página 156.
- SHYNKARENKO, O.; GONTIJO, M. S. *Development of a Thrust Control System for Rocket Engines*. IAC-20-C4.4.5x59377: 71st International Astronautical Congress (IAC) – The CyberSpace Edition, 2020. Citado 3 vezes nas páginas 53, 54 e 175.
- SHYNKARENKO, O. et al. *Definição dos Requisitos do Sistema, Planejamento do Programa de Testes*. [S.l.]: Projeto CPL: Desenvolvimento e Teste do Sistema de Vetorização de Empuxo para Motores de Foguetes, 2022. Citado na página 176.
- SIATT. Trajetória siatt. Acesso em: 20, agosto, 2021, 2021. Disponível em: <<https://www.siatt.com.br/siatt/index.php/a-siatt/>>. Citado na página 50.
- SIRIGNANO, W. A. *Fluid Dynamics and Transport of Droplets and Sprays*. [S.l.]: Cambridge, 2ª Ed., 2010. Citado 2 vezes nas páginas 142 e 143.
- SOZEN M. & MAJUMDAR, A. *A Novel Approach for Modeling Chemical Reactions in Generalized Fluid System Simulation Program*. [S.l.]: 39th AIAA/SAE/ASME/ASEE 28th Joint Propulsion Conference, 2003. Citado na página 260.
- SPACEWORKS. Redtop. Acesso em: 02, dez, 2021, 2021. Disponível em: <<https://www.spaceworks.aero/software/redtop/>>. Citado na página 258.
- SPALDING, D. B. *The Combustion of Liquid Fuels*. [S.l.]: Symposium (International) on Combustion, 1953. Citado 2 vezes nas páginas 142 e 233.
- SPALDING, D. B. *Combustion in Liquid-Fuel Rocket Motors*. [S.l.]: Imperial College of Science and Technology, London, 1958. Citado na página 143.
- SPALDING, D. B. *A One-Dimensional Theory of Liquid-Fuel Rocket Combustion*. [S.l.]: Ministry of Supply Aeronautical Research Council, Imperial College of Science and Technology, London, 1959. Citado 4 vezes nas páginas 143, 144, 149 e 233.

- SPALDING, D. B. *Prediction of Adiabatic Wall Temperatures in Film-Cooling Systems*. [S.l.]: AIAA Journal, Technical Notes, 956-967, 1965. Citado na página 169.
- SPALDING, D. B. *Combustion and Mass Transfer: A Textbook with Multiple-Choice Exercises for Engineering Students*. [S.l.]: Pergamon Press, 1979. Citado na página 142.
- SPALDING, D. B.; JAIN, V. K. *Theory of the Burning of Mono-Propellant Droplets*. [S.l.]: Ministry of Supply Aeronautical Research Council, Imperial College of Science and Technology, London, 1959. Citado na página 236.
- SPECIALMETALS. Inconel alloy 725. Acesso em: 22, maio, 2021, 2005. Disponível em: <<https://www.specialmetals.com/documents/technical-bulletins/inconel/inconel-alloy-725.pdf>>. Citado na página 190.
- STECHMAN, R. C.; OBERSTONE, J.; HOWELL, J. C. Design criteria for film cooling for small liquid-propellant rocket engines. In: . [S.l.]: Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 6, No. 2, 1969. Citado 3 vezes nas páginas 111, 169 e 170.
- SUMMERFIELD, M. *A Theory of Unstable Combustion in Liquid Propellant Rocket Systems*. [S.l.]: ARS - Journal of the American Rocket Society, 108-114, 1951. Citado na página 143.
- SUTTON, G. P. *Thermochemistry of Rocket Propellants*. [S.l.]: Journal of the American Rocket Society, 1947. Citado na página 71.
- SUTTON, G. P. *History of Liquid Propellant Rocket Engines*. [S.l.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics - AIAA, 2006. Citado 5 vezes nas páginas 57, 122, 254, 255 e 256.
- SUTTON, G. P.; BIBLARZ, O. *Rocket Propulsion Elements*. [S.l.]: John Wiley Sons, 8^a Ed., 2010. Citado 12 vezes nas páginas 48, 49, 53, 59, 71, 93, 107, 110, 119, 143, 149 e 158.
- SVEHLA, R. A. *Transport Coefficients for the NASA Lewis Chemical Equilibrium Program*. [S.l.]: NASA, Technical Memorandum 4647, 1995. Citado na página 79.
- TANG, S. S. *Discharge Coefficients for Critical Flow Nozzles and Their Dependence on Reynolds Numbers*. [S.l.]: Faculty of Princeton University, dissertação de doutorado, 1969. Citado na página 112.
- TOOLBOX, E. Engineering toolbox. Acesso em: 16, fev, 2021, 2021. Disponível em: <<https://www.engineeringtoolbox.com/>>. Citado 2 vezes nas páginas 99 e 101.
- TORRES, M. F. C. et al. *Propulsão Líquida no IAE: Visão das Atividades e Perspectivas Futuras*. [S.l.]: Journal of Aerospace Technology and Management, Vol. 1, 2009. Citado 2 vezes nas páginas 60 e 61.
- TURNER, M. J. L. *Rocket and Spacecraft Propulsion: Principles, Practice and New Developments*. [S.l.]: Springer, 3^a Ed., 2009. Citado na página 48.
- URNS, S. R. *An Introduction to Combustion Concepts and Applications*. [S.l.]: McGraw-Hill, 3^a Ed., 2012. Citado 4 vezes nas páginas 71, 102, 142 e 233.

UNTEM, F. O. et al. *A Fast Method For Preliminary Evaluation of Chemical Erosion on a Composite Nozzle*. [S.l.]: 4th Brazilian Conference on Composite Materials, 2018. Citado na página 119.

VARA R. P. & HERRERO, P. C. . P. O. *Multidisciplinary Simulation Using EcosimPro*. [S.l.]: 1a Reunión de Usuarios de EcosimPro, UNED, 2001. Citado na página 259.

VASIL'YEV, A. P.; KUDRYAVTSEV, V. M. *Fundamentals of Theory and Calculation of Liquid-Propellant Rocket Engines - Volume I*. [S.l.]: National Technical Information Service, 1969. Citado 3 vezes nas páginas 82, 110 e 111.

VASIL'YEV, A. P.; KUDRYAVTSEV, V. M. *Fundamentals of Theory and Calculation of Liquid-Propellant Rocket Engines - Volume II*. [S.l.]: National Technical Information Service, 1969. Citado 5 vezes nas páginas 115, 117, 160, 167 e 170.

VASIL'YEV, A. P.; KUDRYAVTSEV, V. M. (*Fundamentos da Teoria e Projeto de Motores de Foguete a Propelente Líquido - Em russo*). [S.l.]: - Moscou, 1993. Citado 2 vezes nas páginas 116 e 128.

VOLKOV E. B. & GOLOVKOV, L. G. . S. T. A. (*Motores de Foguete de Propulsão Líquida - Em russo*). [S.l.]: - Moscou, 1970. Citado 3 vezes nas páginas 93, 117 e 128.

VÁSQUEZ, R. A. *Desenvolvimento de um Injetor Centrífugo Dual para Biocombustíveis Líquidos*. [S.l.]: Dissertação de Mestrado de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologias Espaciais/Combustão e Propulsão pelo Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE, 2011. Citado na página 126.

WADE, M. Redstone mercury. Acesso em: 22, agosto, 2021, 2019. Disponível em: <<http://www.astronautix.com/r/redstonemercury.html>>. Citado na página 206.

WANG, T. *Thermophysics Characterization of Kerosene Combustion*. [S.l.]: NASA Marshall SPace Flight Center, 2000. Citado na página 101.

WANG, Z. G. *Internal Combustion Processes of Liquid Rocket Engines: Modeling and Numerical Simulations*. [S.l.]: National Defense Industry Press, Wiley, 2016. Citado 3 vezes nas páginas 139, 142 e 144.

WAY D. W. & OLDS, J. R. *SCORES: Developing an Object-Oriented Rocket Propulsion Analysis Tool*. [S.l.]: 34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference Exhibit, 1998. Citado na página 258.

WAY D. W. & OLDS, J. R. *SCORES: We-Based Rocket Propulsion Analysis Tool fo Space Transportation System Design*. [S.l.]: 35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference Exhibit, 1999. Citado na página 258.

WILLIAMS, A. *Combustion of Sprays of Liquid Fuels*. [S.l.]: Elek Science, 1976. Citado na página 233.

WILLIAMS, F. A. *Combustion Theory - The Fundamental Theory of Chemically Reacting Flow Systems*. [S.l.]: The Benjamin/Cummings Publishing Company Inc, 2ª Ed., 1985. Citado na página 233.

- YAMANISHI N. & KIMURA, T. . T. M. . O. K. . N. H. . A. M. *Transient Analysis of the LE-7A Rocket Engine Using the Rocket Engine Dynamic Simulator (REDS)*. [S.l.]: 40th AIAA/SAE/ASME/ASEE 28th Joint Propulsion Conference, 2004. Citado na página 260.
- YANG, H. Q.; PEUGEOT, J. W.; WEST, J. S. *A Computational Fluid Dynamics Study of Swirling Flow Reduction by Using Anti-Vortex Baffle*. [S.l.]: AIAA Scitech, 2017. Citado na página 158.
- YANG H. Q. & PEUGEOT, J. *Propellant Sloshing Parameter Etraction from Computational-Fluid-Dynamics Analysis*. [S.l.]: Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 51, No. 3, 2014. Citado na página 158.
- YANG V. & LAFON, P. . H. G. C. *Liquid-Propellant Droplet Vaporization and Combustion*. [S.l.]: Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 200, p. 295-322, 2004. Citado na página 143.
- YOUNGBLOOD, S. H. *Design and Testing of a Liquid Nitrous Oxide and Ethanol Fueled Rocket Engine*. [S.l.]: Dissertação de Mestrado de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica com Especialidade em Engenharia de Explosivos pelo Instituto de Minas e Tecnologia do Novo México, 2015. Citado na página 71.
- YPMA, T. J. *Historical Development of the Newton-Raphson Method*. [S.l.]: Society for Industrial and Applied Mathematics, vol. 37, No. 4, 1995. Citado na página 74.
- ZANDBERGEN, B. *Thermal Rocket Propulsion*. [S.l.]: Universidade de Tecnologia de Delft - TUDelft, 2012. Citado 2 vezes nas páginas 171 e 173.
- ZHENG, H. et al. *The Application of Carbon Fiber Composites in Cryotank*. [S.l.]: Solidification, IntechOpen, 2018. Citado na página 175.
- ZURAWSKI, R. L. *Current Evaluation of the Tripropellant Concept*. [S.l.]: NASA Technical paper 2602, 1986. Citado na página 59.

Parte V

Apêndices

Apêndices

APÊNDICE A – Teoria aprofundada do L^*

Como já explicitado na Seção 5.4, a análise de L^* é de fundamental importância para diminuir perdas. Esse tipo de análise é utilizada tanto em câmaras de combustão como em geradores de gás.

A.1 Idealização uni-dimensional

A.1.1 Números de transferência e lei de vaporização

O número de transferência, introduzido na Seção 5.3.3, é dividido, para este caso, em B_T e B_M . Estes números foram primeiramente propostos por [Godsave 1953] e [Spalding 1953], mas também são bem formulados e discutidos em [Turns 2012], [Spalding 1959], [Williams 1985], [Williams 1976], [Abramzon e Sirignano 1989], [Goldsmith e Penner 1954] e [Rangwala 2006]. Desconsiderando a difusão térmica e admitindo que a força motriz para a difusão das espécies é um gradiente de concentração a direção da trajetória de difusão, a Eq. A.1 mostra a taxa de fração mássica de combustível de uma gota vaporizando.

$$\frac{dY_f}{dr} = -\frac{RT}{\alpha_{dif}P}(G_f Y_o) \quad (\text{A.1})$$

onde α_{dif} é o coeficiente de difusividade. A partir da equação da continuidade (Eq. 4.4), simplificando as massas específicas, e sabendo que $Y_o = 1 - Y_f$ tem-se a Eq. A.3.

$$\frac{dY_f}{1 - Y_f} = -\frac{RT}{\alpha_{dif}P}(G_{fs} r_s^2) \frac{dr}{r^2} \quad (\text{A.2})$$

Integrando:

$$\int_{Y_{fs}}^0 \frac{dY_f}{1 - Y_f} = -\frac{RT}{\alpha_{dif}P}(G_{fs} r_s^2) \int_{\infty}^{r_s} \frac{dr_g}{r_g^2} \quad (\text{A.3})$$

onde G_{fs} é o fluxo mássico de combustível na superfície da gota. Isolando o fluxo mássico de combustível na superfície, sabendo que $\dot{m}_f = G_{fs} 4\pi r_s^2$ e usando a equação de estado dos gases ideais (3.2), tem-se a Eq. A.4 que representa a taxa de vaporização da gota.

$$\dot{m}_f = -4\pi r_s \rho_g \alpha_{dif} \ln(1 - Y_{fs}) \quad (\text{A.4})$$

A partir da Eq. 5.36, sabendo que $Y_{v,s} = Y_{fs}$ e que $B_m = Y_{fs}/(1 - Y_{fs})$, obtém-se a Eq. A.5.

$$\dot{m}_f = 4\pi r_s \rho_g \alpha_{dif} \ln(1 + B_M) \quad (\text{A.5})$$

A equação da conservação de energia uni-dimensional é mostrada abaixo:

$$\frac{d}{dr} \left(k \frac{dT}{dr} \right) - G_{fc_{p,g}} \frac{dT}{dr} = 0 \quad (\text{A.6})$$

Integrando a Eq. A.6, sabendo que $r = r_s$, $T = T_s$ e $kdT/dr = GQ_b$ e aplicando a equação da continuidade, a Eq. A.7 é obtida.

$$\left(k \frac{dT}{dr} \right) = G_{fs} \frac{r_s^2}{r^2} [Q_b + c_{p,g} (T - T_s)] \quad (\text{A.7})$$

Integrando de T_s até T_f e de r_s até ∞ , chega-se na Eq. A.8.

$$\dot{m}_f = 4\pi r_s \left(\frac{k}{c_p} \right)_g \ln \left(1 + \frac{c_{p,g} (T - T_s)}{Q_b} \right) \quad (\text{A.8})$$

Aplicando a Equação 5.35 à Eq. A.8 a Eq. A.9 é obtida.

$$\dot{m}_f = 4\pi r_s \left(\frac{k}{c_p} \right)_g \ln(1 + B_T) \quad (\text{A.9})$$

Definindo o número de Lewis na Eq. A.10.

$$\text{Le} = \frac{k_g}{\rho_g c_{p,g} \alpha_{dif}} \quad (\text{A.10})$$

Aplicando a Equação A.5 e o número de Lewis à Eq. A.9, obtém-se a relação entre os dois números de transferência mostrada na Eq. A.11.

$$\ln(1 + B_M) = (\ln(1 + B_T))^{\text{Le}} \quad (\text{A.11})$$

Para esta aplicação é razoável admitir $\text{Le} = 1$, logo $B_M = B_T = B$.

Enfim, a lei da vaporização da gota é dada pela Eq. A.12.

$$\frac{Dr}{Dt} = v_r \frac{dr}{dx} \quad (\text{A.12})$$

onde $\frac{D}{Dt}$ é uma derivada substancial.

A Tabela 30 mostra valores de B para alguns combustíveis.

Tabela 30 – Números de transferência para combustíveis diferentes

	LH ₂	LCH ₄	Etanol	RP-1
B	9,18	5,96	3,72	5,77

Fonte: Autor

A.1.1.1 Efeitos convectivos sobre a vaporização

Considerar os efeitos convectivos é importante para obter resultados acurados de vaporização das gotas. O parâmetro que relaciona isso é o número de Nusselt, que depende da taxa de transferência de calor (h) e é definido na Eq. A.13.

$$\text{Nu} = \frac{2hr_s}{k(T_\infty - T_s)} \quad (\text{A.13})$$

Sabendo que $h = (\dot{m}Q_b)/(\pi 2r_s^2)$ e aplicando a Eq. 5.35, o número de Nusselt fica em função de B de acordo com a Eq. A.14.

$$\text{Nu} = \frac{2}{B} \ln(1 + B) \quad (\text{A.14})$$

De forma similar ao mostrado na Eq. 5.59, um fator de correção é usado para convergir com valores experimentais [Frossling 1938]. Este fator depende do número de Prandtl (antigamente conhecido como número de Schimidt - $\text{Sc}=\text{Pr}$) e de Reynolds e vale $1 + 0,276\text{Re}^{0,5}\text{Pr}^{0,33}$. [Ranz e Marshall 1952] chegou em um resultado similar de $1 + 0,3\text{Re}^{0,5}$. É importante citar que a velocidade usada para calcular Re é a velocidade relativa entre a velocidade do gás e a velocidade da gota.

Logo, a taxa de vaporização da gota é calculada pela Eq. A.15.

$$\dot{m}_f = 4\pi r_s \left(\frac{k}{c_p} \right)_g \ln(1 + B_T) \left(1 + 0,276\text{Re}^{0,5}\text{Pr}^{0,33} \right) \quad (\text{A.15})$$

A.1.2 A lei do arrasto em uma gota

A lei de Stokes modela a força oposta ao movimento de uma esfera em um fluido viscoso e com baixos números de Reynolds. Esta lei é derivada por meio da equação de Navier-Stokes. Então, a equação geral para a força de arrasto [Anderson 2017] é mostrada na Eq. A.16.

$$F_a = \frac{C_d \rho_L A v^2}{2} \quad (\text{A.16})$$

Para baixos números de Reynolds, o C_d pode ser calculado pela Eq. A.17.

$$C_d = \frac{24}{\text{Re}} + \frac{6}{1 + \sqrt{\text{Re}}} + 0,4 \quad (\text{A.17})$$

Substituindo a Equação A.17 na Eq. A.16, tem-se:

$$F_a = \frac{24}{2\text{Re}} \rho_L \pi r^2 v^2 = 6\pi \mu_L r v \quad (\text{A.18})$$

Assumindo que a gota está em queda livre e utilizando o princípio de Arquimedes, a velocidade (ou velocidade terminal) é dada por:

$$v = \frac{2(\rho_L - \rho_g)r^2}{9\mu_L} \frac{dv}{dt} \quad (\text{A.19})$$

Assumindo que $v = v_r < v_c$ e que $\rho_g \ll \rho_L$, tem-se a lei do arrasto das gotas na Eq. A.20.

$$v \frac{dv}{dx} = \frac{9\mu_g}{2\rho_L r^2} (v_c - v_r) \mu(\tau_r) f_2(\text{Re}) \quad (\text{A.20})$$

onde $\mu(\tau_r)$ é função de τ_r representando a variação da viscosidade do gás com a temperatura ($\mu(\tau_r)=1$, se $\tau_r=1$) e $f_2(\text{Re})$ é função do número de Reynolds da gota. A aceleração da gota é definida então na Eq. A.21.

$$\frac{dv}{dt} = \frac{9\mu_g}{2\rho_L r^2} \frac{\log_e(1+B)}{B} (v_c - v_r) \quad (\text{A.21})$$

A.1.3 A lei da taxa de reação química

[Spalding e Jain 1959] cita que a taxa de reação química influencia a queima de gotas mono-propelentes e mostra em detalhes o caso em que o gás está em equilíbrio, que é o caso deste trabalho. A lei da taxa de reação química é dada pela Eq. A.22.

$$\dot{q}''' = \dot{q}_m''' \psi_r(\tau_r) \quad (\text{A.22})$$

onde \dot{q}''' é a taxa de energia volumétrica liberada, \dot{q}_m''' é o valor máximo de \dot{q}''' , que é função da composição do propelente, sua pressão e sua temperatura inicial, e ψ_r é função da reatividade (τ_r).

A.1.4 Conservação de massa e de energia na vaporização da gota

De acordo com o princípio de conservação de massa, que é consistente com a simplificação de foguete ideal, tem-se que:

$$\rho v_c = G \left(1 - \frac{r^3}{r_0^3} \right) \quad (\text{A.23})$$

Ou:

$$G = \rho_g v_c \delta(\tau_r) + \frac{Gr^3}{r_0^3} \quad (\text{A.24})$$

onde δ é função de (τ_r) . Já para a conservação da energia:

$$v_c c_{p,g} \rho_g \delta \frac{d\tau_r}{dx} - \frac{3c_{p,g} \tau_r Gr^2}{r_0^3} \frac{dr}{dx} = \frac{\dot{q}_m'''}{(T_g - T_v + q_r/c_{p,g})} \psi_r \quad (\text{A.25})$$

A.2 Formas adimensionais

É conveniente transformar as variáveis em variáveis adimensionais, são elas:

Raio da gota	:	$\zeta_r \equiv r/r_0$	
Velocidade da gota	:	$\chi_r \equiv \rho_g v/G$	
Distância	:	$\xi_r \equiv R_{r,0} \rho_g x / Gr_0$	
Taxa de vaporização	:	$\beta_r \equiv R_r / R_{r,0}$	(A.26)
Arrasto de uma gota	:	$S_r \equiv 9\mu_g / 2R_{r,0} r_0 \rho_L$	
Velocidade do gás	:	$\omega_r \equiv \rho_g \mu / \dot{m}$	
Carga química	:	$L_r \equiv R_{r,0} [c_{p,g} (T_g - T_v) + q_r] \rho_g / \dot{q}_m''' r_0$	

É importante lembrar que, neste caso, $T_g = T_c$. A partir das variáveis mostradas acima e as equações diferenciais (Eq. A.12, Eq. A.20, Eq. A.24 e Eq. A.25), as seguintes relações podem ser derivadas:

$$\beta_r = 1/\zeta_r \quad (\text{A.27})$$

$$\omega_r = (1 - \zeta^3) / \delta = \omega_r = 1 - \zeta^3 \quad (\text{A.28})$$

$$\omega_r = 1 - \zeta_r^3 \quad (\text{A.29})$$

$$\chi_r = [\chi_0 + 3/(S_r - 3)] \zeta_r^{S_r} + 1 - \zeta_r^3 S_r / (S_r - 3) \quad (\text{A.30})$$

$$\xi_r = \frac{\chi_0 + 3/(S_r - 3)}{S_r + 2} (1 - \zeta_r^{S_r+2}) + \frac{1 - \zeta_r^2}{2} - \frac{S_r (1 - \zeta_r^{S_r})}{5(\beta - 3)} \quad (\text{A.31})$$

As Figuras 111, 112 e 113 mostram os gráficos para o ζ_r , ω_r e χ_r para χ_0 igual a 0,2, 0,5 e 1 com S_r igual a 0,5, 1 e 2.

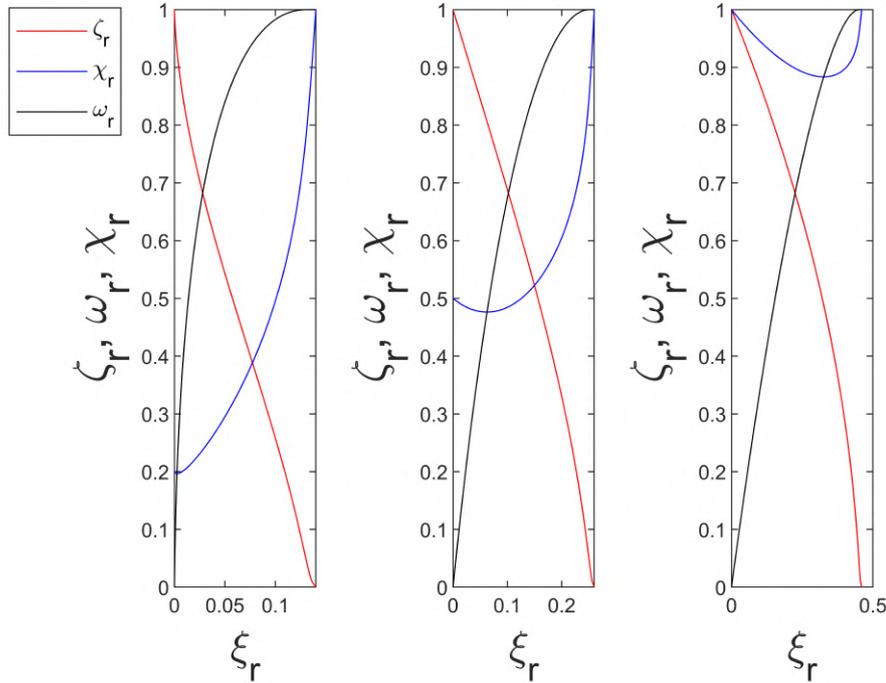


Figura 111 – Variação de ζ_r , ω_r e χ_r para χ_0 igual a 0,2, 0,5 e 1, respectivamente, e $S_r = 0,5$

Fonte: Autor

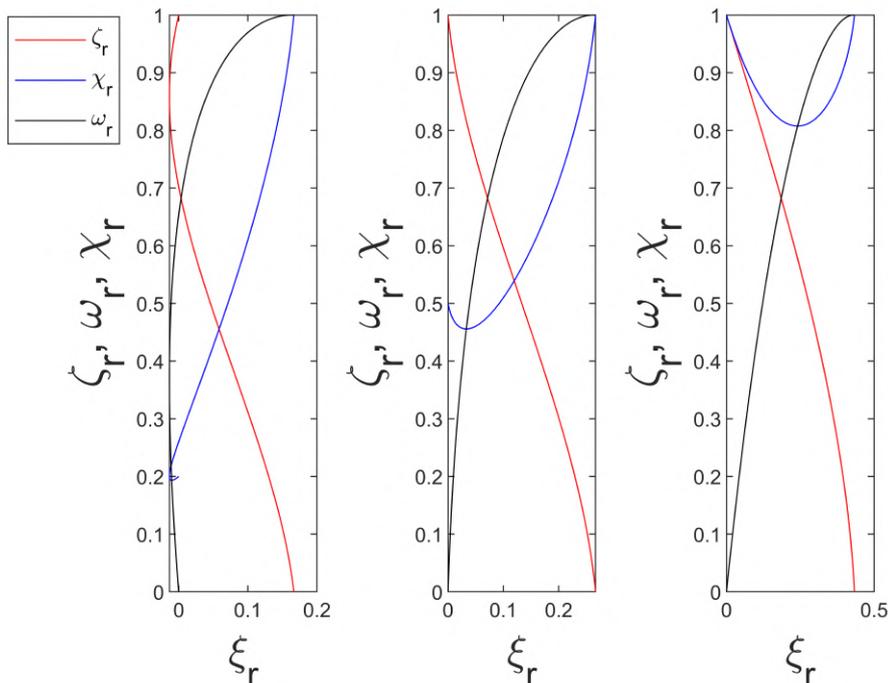


Figura 112 – Variação de ζ_r , ω_r e χ_r para χ_0 igual a 0,2, 0,5 e 1, respectivamente, e $S_r = 1$

Fonte: Autor

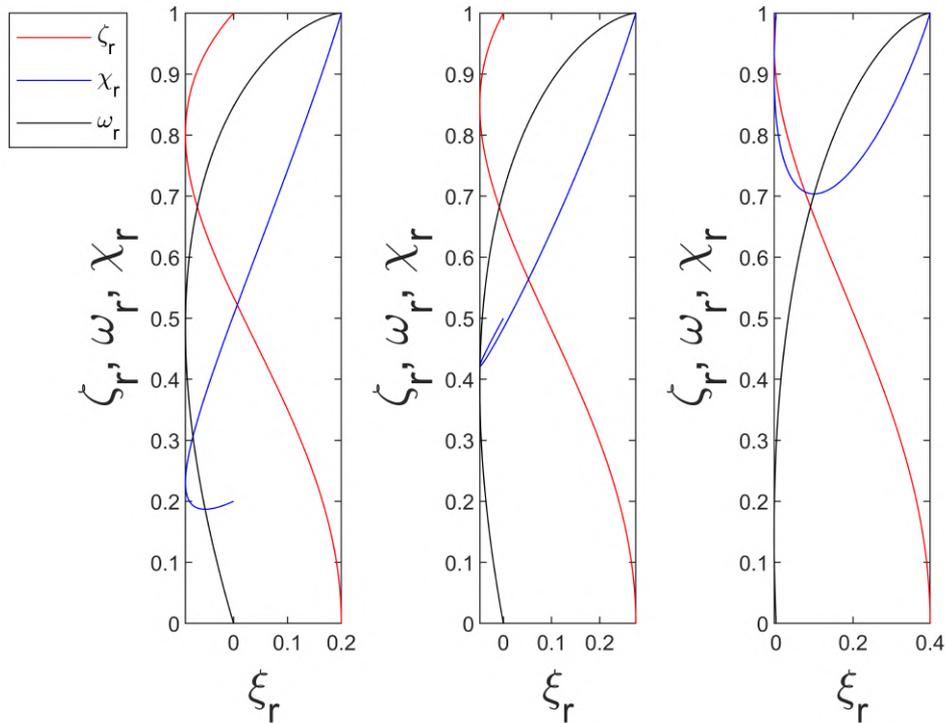


Figura 113 – Variação de ζ_r , ω_r e χ_r para χ_0 igual a 0,2, 0,5 e 1, respectivamente, e $S_r = 2$
 Fonte: Autor

A Figura 114 mostra uma representação dos parâmetros dos gráficos das Figs. 111, 112 e 113 em uma câmara de combustão para facilitar o entendimento da variação destes parâmetros.

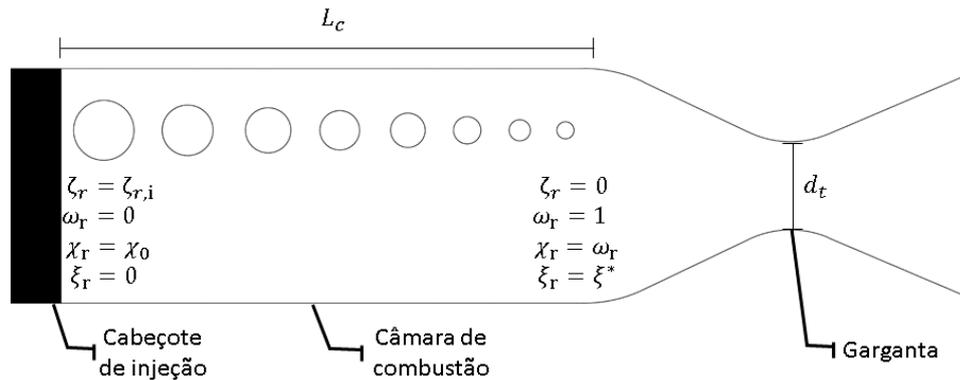


Figura 114 – Representação de ζ_r , ω_r , χ_r e ξ_0 em uma câmara de combustão
 Fonte: Autor

Como é possível observar nas figuras acima, o aumento do χ_0 é maior sobre o ω_r , pois muda significativamente a sua condição inicial. Entretanto, o χ_0 é um parâmetro que o engenheiro consegue controlar por meio do projeto do injetor e da câmara de combustão. Além disso, o S_r também tem grande influência nos outros parâmetros, porém este parâmetro é mais complicado de controlar, pois apenas a mudança do combustível e

das propriedades termodinâmicas dos produtos da combustão o mudaria. Um valor alto de S_r é desejado para diminuir o valor final de ξ_r .

Apesar de o valor de $\chi_0 = 1$ parecer impossível, basta analisar as Figs. 21 e 22 que mostram que é possível obter uma câmara de combustão com uma queda de pressão mínima entre o injetor e a entrada da tubeira, minimizando a diferença de velocidade do gás e das gotas injetadas.

Como é possível ver na Figura 114, ζ_r inicia no injetor em função do SMD e termina na entrada da seção convergente da tubeira igual a 0, pois a gota vaporiza completamente. O ω_r inicia igual a 0, pois a gota ainda não entrou em combustão e finaliza em 1. O χ_r inicia em χ_0 e finaliza se igualando ao valor final de ω_r , ou seja, igual a 1. E o ξ_r inicia em zero e finaliza em ξ^* , como será explicado na Eq. A.32.

É importante comentar os casos em que em três curvas de ζ_r chegam a zero e, em seguida, crescem novamente. Isso ocorre por pura solução matemática das equações, porém, a gota evapora completamente no momento em que $\zeta_r = 0$ no valor máximo de ξ_r .

Agora, as Figuras 115, 116, 117 e 118 mostram os gráficos para o ζ_r , ω_r e χ_r variando o χ_0 e com S_r igual a 0,5, 1, 2 e ∞ .

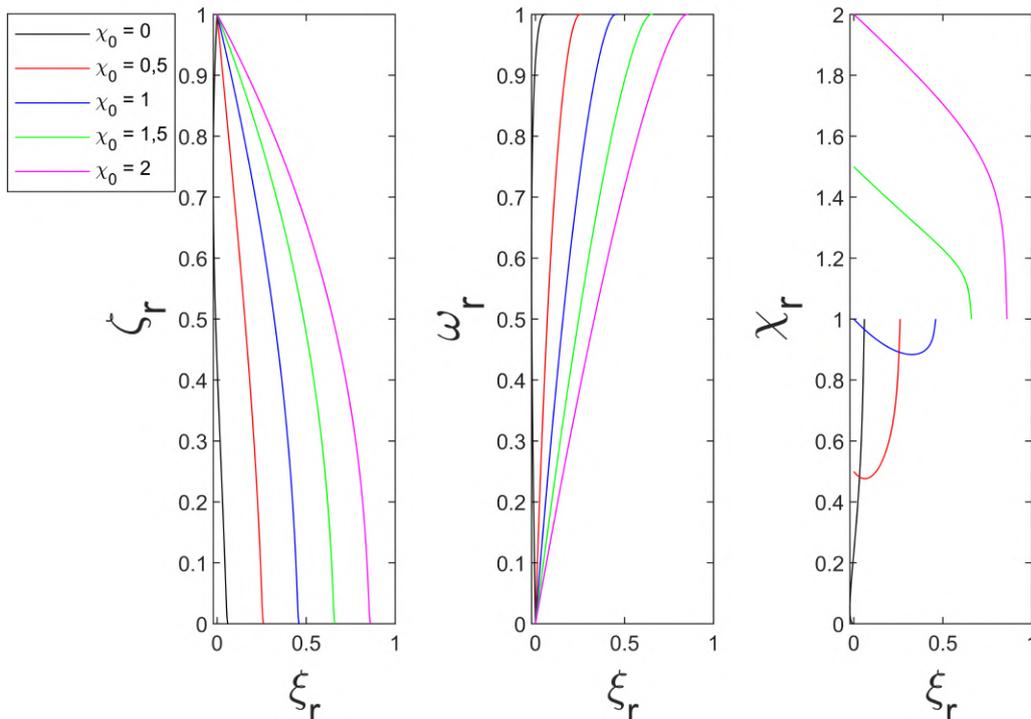


Figura 115 – Variação de ζ_r , ω_r e χ_r variando o χ_0 e $S_r = 0,5$

Fonte: Autor

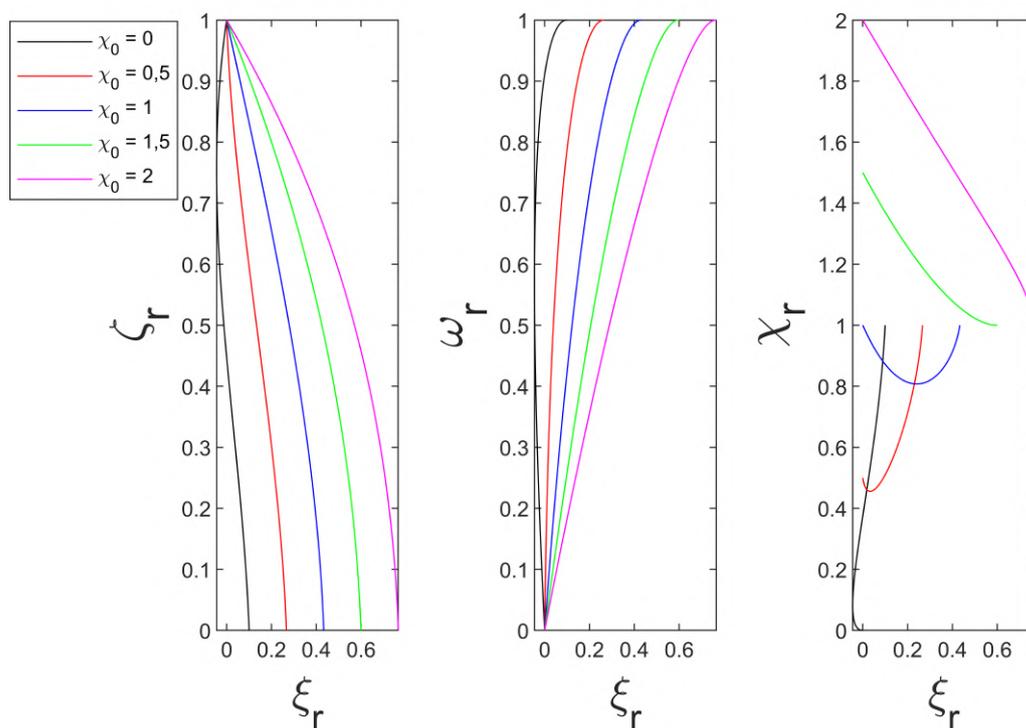


Figura 116 – Variação de ζ_r , ω_r e χ_r variando o χ_0 e $S_r = 1$
 Fonte: Autor

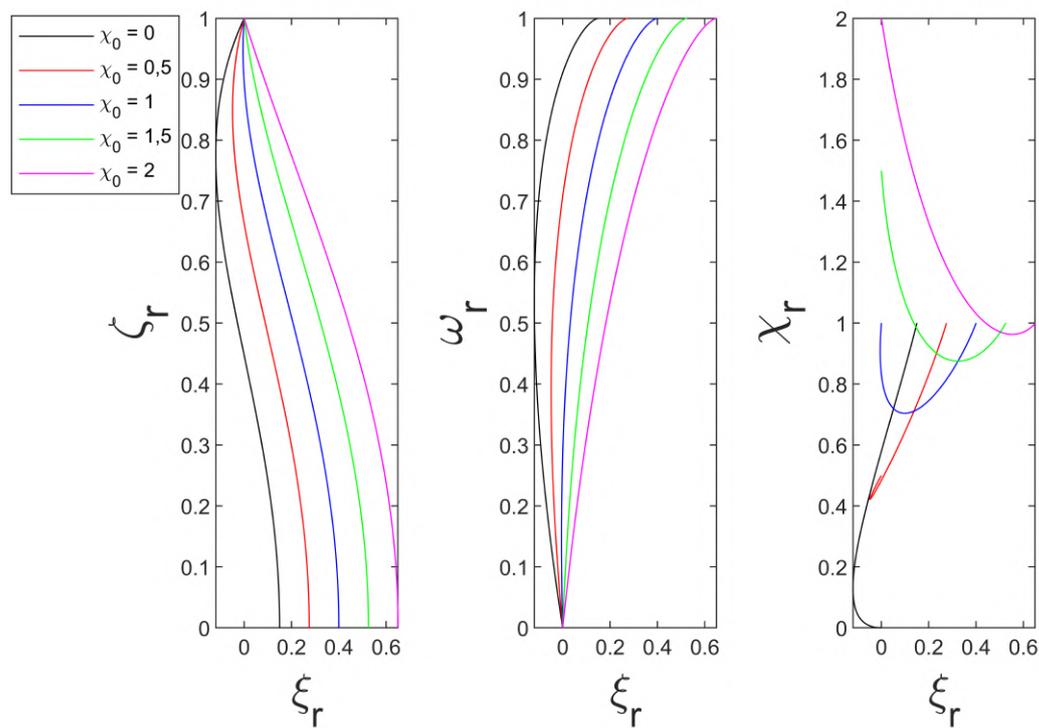


Figura 117 – Variação de ζ_r , ω_r e χ_r variando o χ_0 e $S_r = 2$
 Fonte: Autor

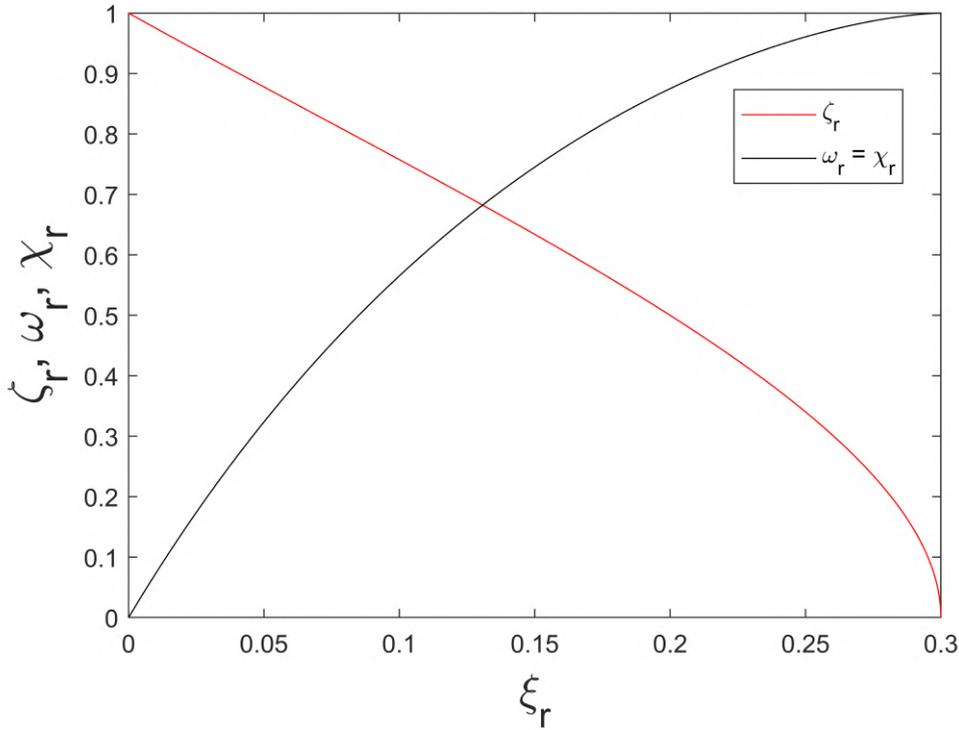


Figura 118 – Variação de ζ_r , ω_r e χ_r variando o χ_0 e $S_r = \infty$

Fonte: Autor

As figuras acima são importantes para avaliar a influência do χ_0 , tendo em vista que é o parâmetro de maior possibilidade de controle por meio do projeto do motor.

Para o caso do fim da combustão as condições de contorno são $\zeta_r = 0$, $\chi_r = 1$, $\omega_r = 1$ e, finalmente é definida a distância mínima adimensional:

$$\xi_r = \xi^* = \frac{X_0 + 0,3S_r}{2 + S_r} \quad (\text{A.32})$$

E também é definida o arrasto adimensional:

$$S_r = \frac{9\mu_g}{2r_0\rho_L} \frac{r_0}{(k/c_{p,L}) \ln(1+B)} = \frac{9\text{Pr}}{2 \ln(1+B)} \approx \frac{9\text{Pr}}{2B} \quad (\text{A.33})$$

Por fim, então, é possível chegar na equação do L^* :

$$L^* = \frac{\xi^* a_c r_0^2 \left[\frac{2}{(\gamma_c+1)} \right] \left[1 + \frac{(\gamma_c-1)(\dot{G}_c/\rho_c a_c)^2}{2} \right]^{\frac{\gamma_c+1}{2(\gamma_c-1)}}}{\left(\frac{k}{\rho_L c_{p,g}} \right) \ln(1+B)} \quad (\text{A.34})$$

$$L^* = \xi^* r_0^2 \left[\frac{2}{\gamma_c+1} + \left(\frac{\dot{G}_c}{\rho_c \sqrt{\gamma_c RT_c}} \right)^2 \frac{\gamma_c-1}{\gamma_c+1} \right]^{\frac{\gamma_c+1}{2(\gamma_c-1)}} \frac{c_{p,c} \rho_L \sqrt{\gamma_c RT_c}}{k \ln(1+B)} \quad (\text{A.35})$$

As Figuras 119 e 120 mostra resultados de análises feitas para as misturas Etanol/LOx e RP-1/LOx para o motor L75, que possui os parâmetros apresentados na Tab. 31.

Tabela 31 – Parâmetros do L75

Parâmetros	Valor	Parâmetros	Valor
\dot{m}_f [kg/s]	8,85	r_t [m]	0,023
\dot{m}_p [kg/s]	22,95	A_c/A_t	3,67
Nº injetores	91	P_c [bar]	60
r_c [m]	0,044	ΔP [bar]	6,19

Fonte: [Gontijo M S & Fischer 2020]

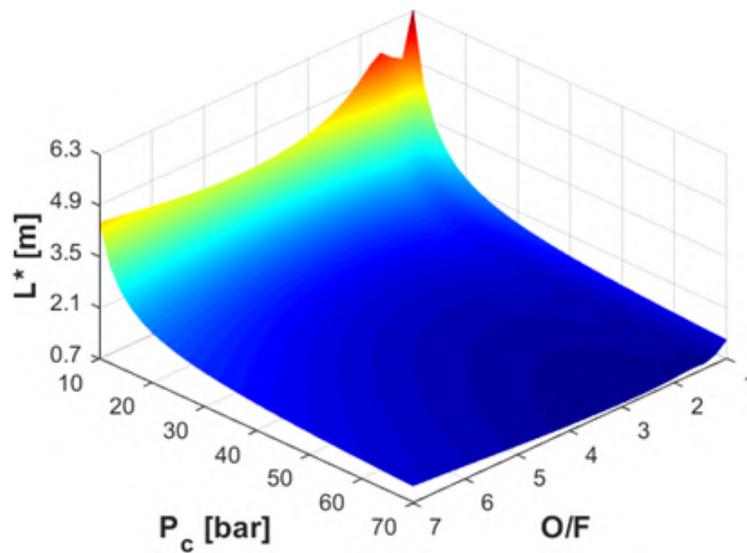


Figura 119 – L^* para Etanol/LOx para o L75

Fonte: [Gontijo M S & Fischer 2020]

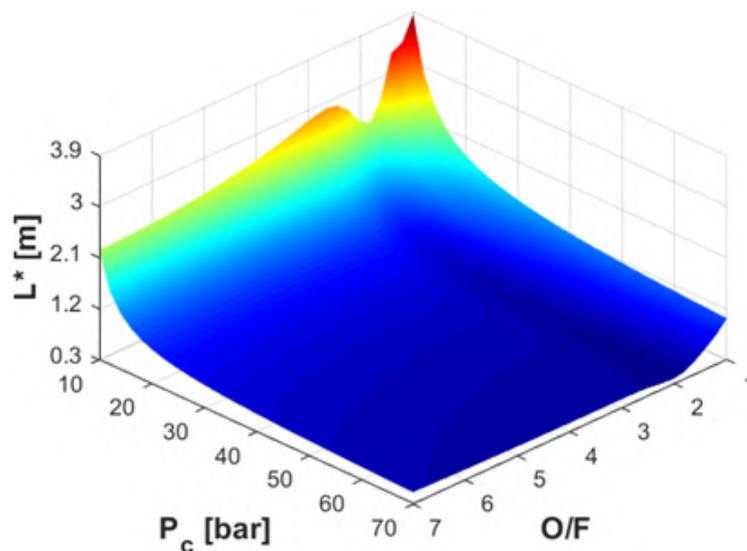


Figura 120 – L^* para RP-1/LOx para o L75

Fonte: [Gontijo M S & Fischer 2020]

A.2.1 Efeitos convectivos

Adicionando os efeitos convectivos, tem-se que:

$$\xi_r = \int_{\zeta_r}^1 \frac{\left[\left(\chi_0 + \frac{3}{S_r-3} \right) \zeta_r^{S_r+1} + \zeta_r - \zeta_r^4 \left(\frac{3}{S_r-3} \right) \right]}{1 + 0,276 \text{Re}^{0,5} \text{Pr}^{0,33}} d\zeta_r \quad (\text{A.36})$$

$$\xi_r = \frac{\left(\frac{\chi_0 + \frac{3}{S_r-3}}{S_r+2} \right) (1 - \zeta_r^{S_r+2}) + 0,5 (1 - \zeta_r^2) - 0,2 \left(\frac{S_r}{S_r-3} \right) (1 - \zeta_r^5)}{1 + 0,276 \text{Re}^{0,5} \text{Pr}^{0,33}} \quad (\text{A.37})$$

Então o ξ^* é:

$$\xi_r = \frac{\chi_0 0,3 S_r}{(S_r + 2) (1 + 0,276 \text{Re}^{0,5} \text{Pr}^{0,33})} \quad (\text{A.38})$$

Assumindo $P_r = 0,7$ e $\text{Re} = 100$ é possível obter a variação de ξ_* com o χ_0 e o S_r abaixo:

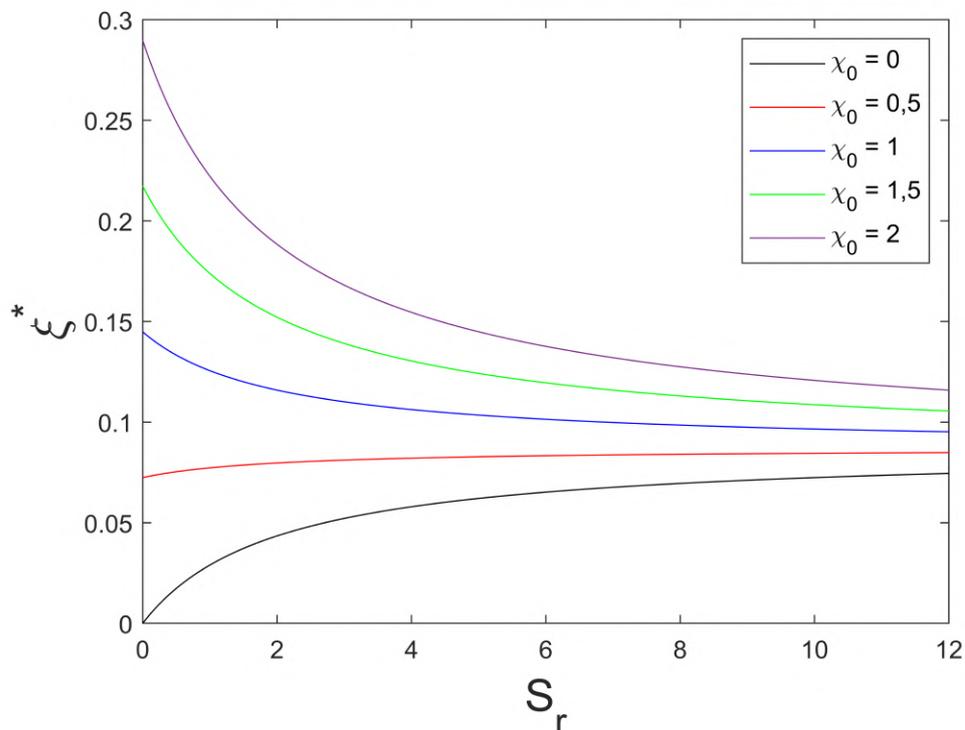


Figura 121 – Variação de ξ_* com o χ_0 e o S_r

Fonte: Autor

Com um $\text{Pr} = 0,7$ e um $S_r = 0,5$, o ξ igual a 0,2, 0,5 e 1 e o Re igual a 10, 100 e 1000, os seguintes gráficos podem ser obtidos:

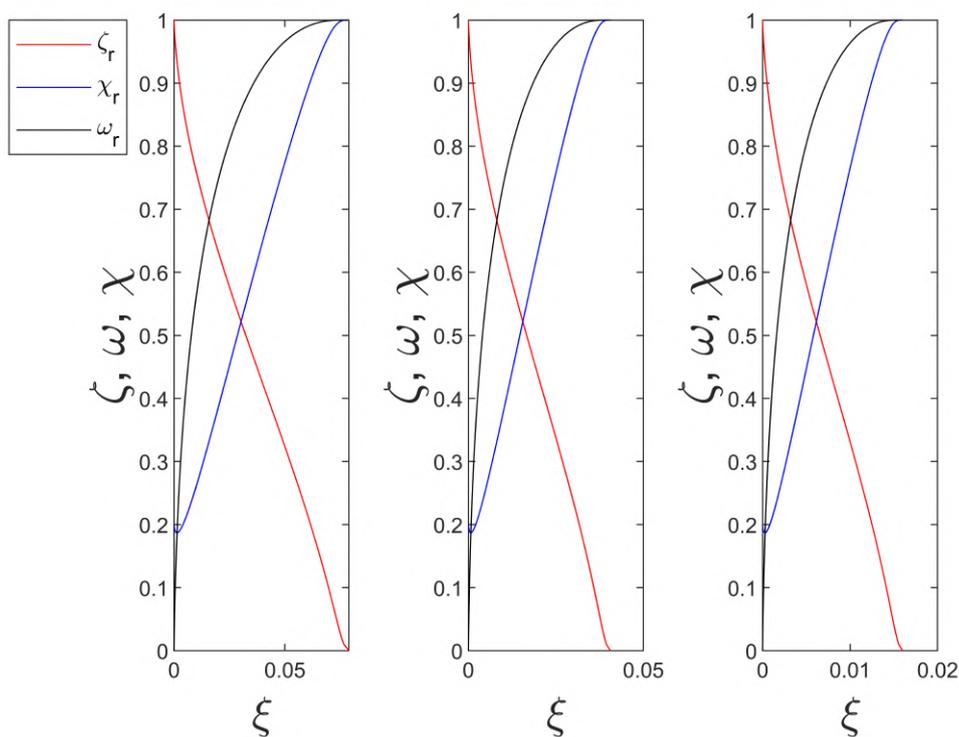


Figura 122 – Variação de ζ_r , ω_r e χ_r para o Re igual a 10, 100 e 1000, $S_r = 0,2$ e $Pr = 0,7$
 Fonte: Autor

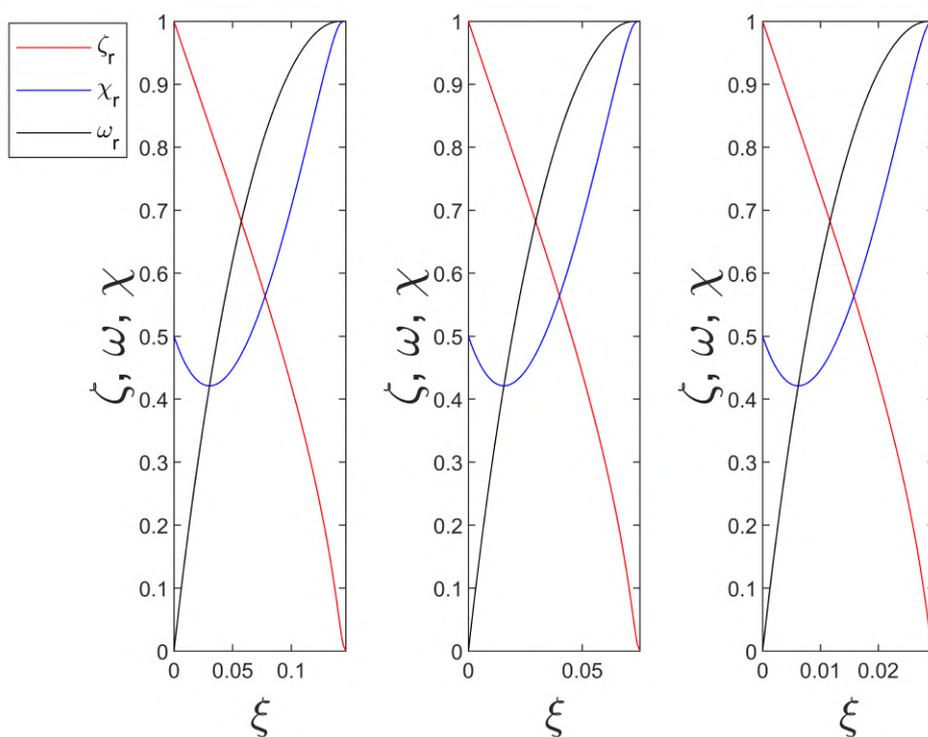


Figura 123 – Variação de ζ_r , ω_r e χ_r para o Re igual a 10, 100 e 1000, $S_r = 0,5$ e $Pr = 0,7$
 Fonte: Autor

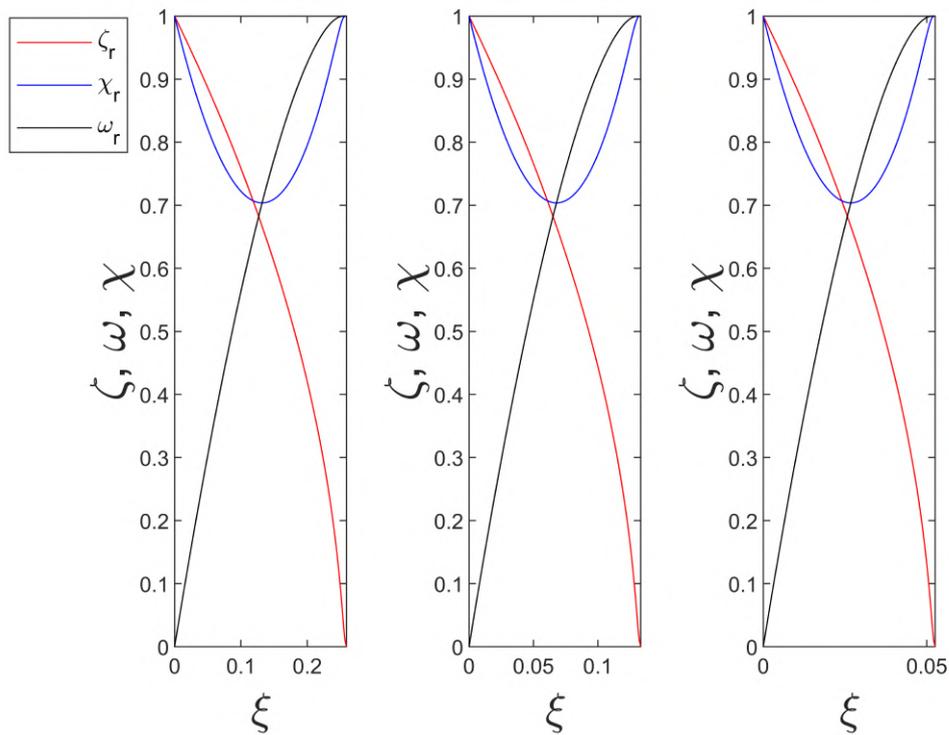


Figura 124 – Variação de ζ_r , ω_r e χ_r para o Re igual a 10, 100 e 1000, $S_r = 1$ e $Pr = 0,7$
Fonte: Autor

A Figura 125 mostra como o número de Reynolds impacta no ξ^* .

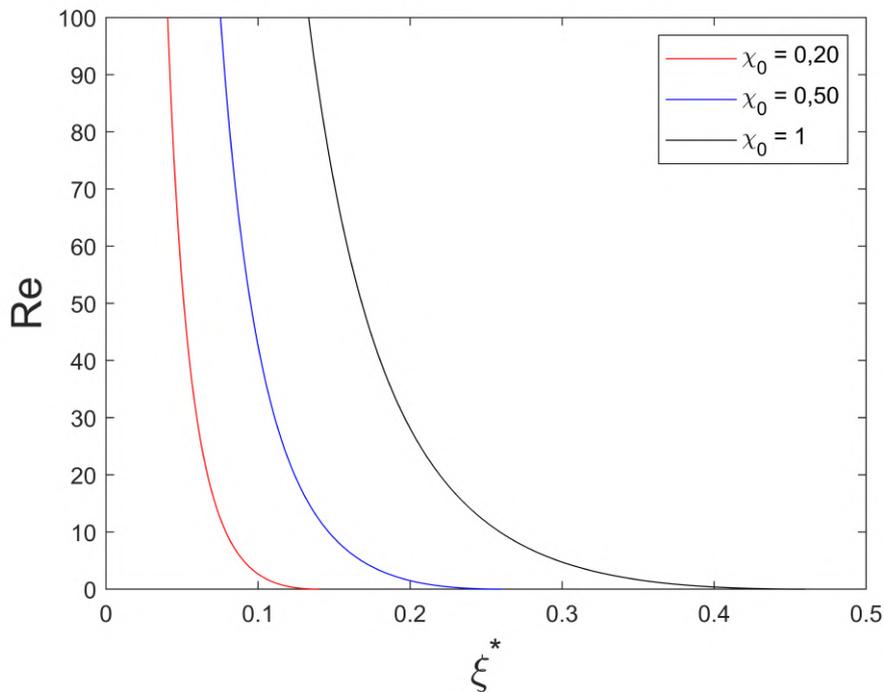


Figura 125 – Variação do ξ^* em função de Re para o χ_0 igual a 0,20, 0,50 e 1, $S_r = 1$ e $Pr = 0,7$

Fonte: Autor

A.3 Influência das reações químicas

A influência das reações químicas pode ser substancial na determinação do comprimento característico [Adler 1959], [Gontijo M S & Fischer 2021] A queda fracionária no raio da gota é dada pela equação abaixo:

$$\iota = \frac{r_0 - r}{r} = 1 - \zeta_r = 1 - \frac{r}{r_0} \quad (\text{A.39})$$

Então, a equação diferencial adimensional da velocidade da gota pode ser escrita como:

$$\frac{d\zeta_r}{d\iota} = \frac{S_r (\iota^3 - 3\iota^2 + 3\iota)}{1 - (1 - \iota) \tau_r} \quad (\text{A.40})$$

onde τ_r é a temperatura adimensional ou reatividade que pode ser calculada por:

$$\frac{d\tau_r}{d\iota} = \frac{1 - \iota}{\iota^3 - 3\iota^2 + 3\iota} \left[\frac{\psi_r \chi_r}{L_r \tau_r} - 3(1 - \iota) \tau_r \right] \quad (\text{A.41})$$

onde ψ_r é a função da taxa de reação química adimensional, que é praticamente função apenas de τ_r e é dada por:

$$\psi_r(\tau_r) = (n_r + 1) \left(1 + \frac{1}{n_r} \right)^{n_r} (n_r - \tau_r) \tau_r^{n_r} \quad (\text{A.42})$$

onde n_r é um inteiro que modifica a forma da taxa de reação química. A Figura abaixo mostra como o ψ_r varia com τ_r e n_r :

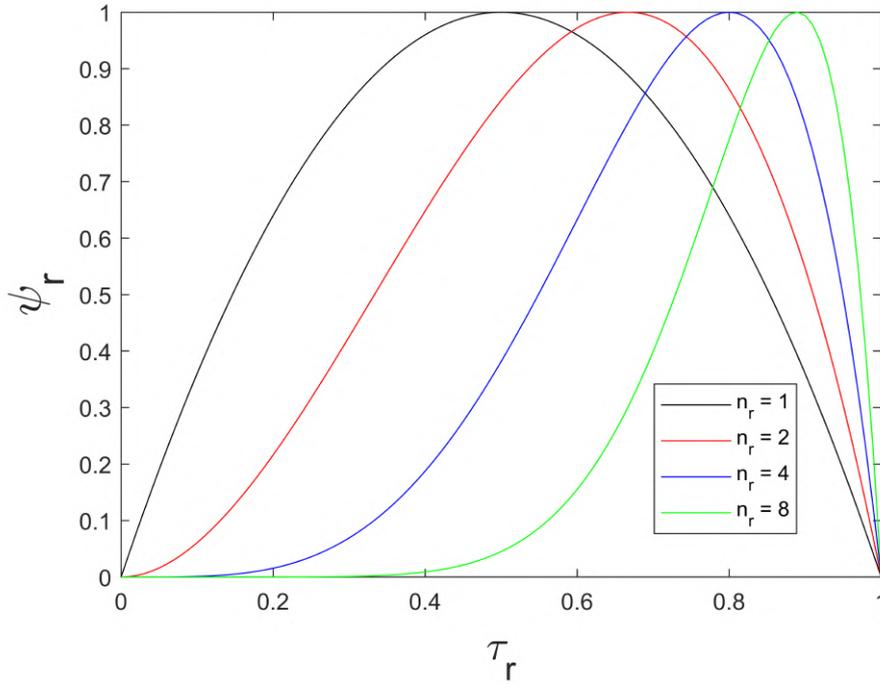


Figura 126 – Variação do ψ_r em função de τ_r e n_r

Fonte: Autor

A carga química é calculada de acordo com a equação abaixo:

$$L_r = \frac{\chi_0 \cdot \psi(\tau_0)}{3\tau_0^2} \quad (\text{A.43})$$

É importante dizer que Equação A.43 foi derivada assumindo que $\frac{d\tau_r}{d(1-\nu_r)} = 0$ e é uma aproximação razoável para a maioria dos tamanhos de gotas [Adler 1959]. O valor de L_r varia de 0 até o valor crítico $L_{r,c}$, que é obtido combinando as Eqs. A.42 e A.43 e é mostrada abaixo:

$$L_{r,c} = \frac{\chi_0}{3} \left(\frac{n_r + 1}{n_r - 1} \right) \left(1 + \frac{1}{n_r} \right)^{n_r} \left(1 + \frac{1}{n_r - 1} \right)^{n_r - 2} \quad (\text{A.44})$$

A razão $L_{c,r}/\chi_0$ representa se a combustão é possível ou não, se $L_r/\chi_0 \leq L_{c,r}/\chi_0$ a combustão é possível o algoritmo precisa considerar as reações químicas. A Figura abaixo mostra o gráfico de $L_{c,r}/\chi_0$:

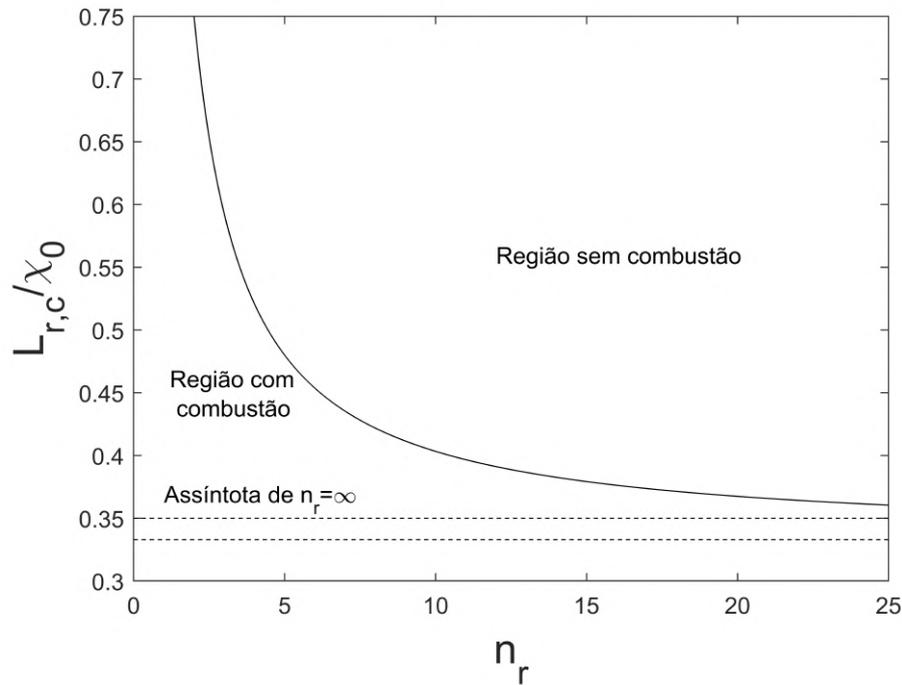


Figura 127 – Regiões com e sem combustão definidas pela razão $L_{c,r}/\chi_0$

Fonte: Autor

Uma adaptação do ξ^* deve ser feita e a Equação 5.44 passa a ser a seguinte:

$$\xi^* = \int_0^1 \frac{\chi_r}{\tau_r} d\zeta_r \quad (\text{A.45})$$

E as condições de contorno são:

$$\zeta_r = 0 \quad ; \quad \chi_r = 1 \quad ; \quad \tau_r = \tau_1 \leq 1 \quad (\text{A.46})$$

Resolvendo as Equações A.40 e A.41 por Runge Kutta de quarta ordem até ι atingir 1 ($\zeta = 0$) soluciona o problema. Entretanto, o primeiro passo da solução numérica precisa ser calculada analiticamente com:

$$\chi_1 = \chi_0 + \left(\frac{d\chi_r}{dt} \right)_0 j \quad (\text{A.47})$$

$$\tau_1 = \tau_0 + \left(\frac{d\tau_r}{dt} \right)_0 j = \tau_0 + \left[\frac{(S_r - \tau_0)(1 - \tau_0)}{(n_r - 2)(1 - \tau_0) - 1} \right] j \quad (\text{A.48})$$

onde j é o passo da simulação e é definido como $j = -\iota + 1$. As condições de contorno para as Equações A.47 e A.48 são:

$$\iota = 0 \quad ; \quad \chi_r = \chi_0 = v_i/v_c \quad ; \quad \tau_r = \tau_0 \quad (\text{A.49})$$

Resultados para o L75 foram obtidos em [Gontijo M S & Fischer 2021] para as misturas Etanol/LOx, RP-1/LOx e LH₂/LOx e são mostrados a seguir:

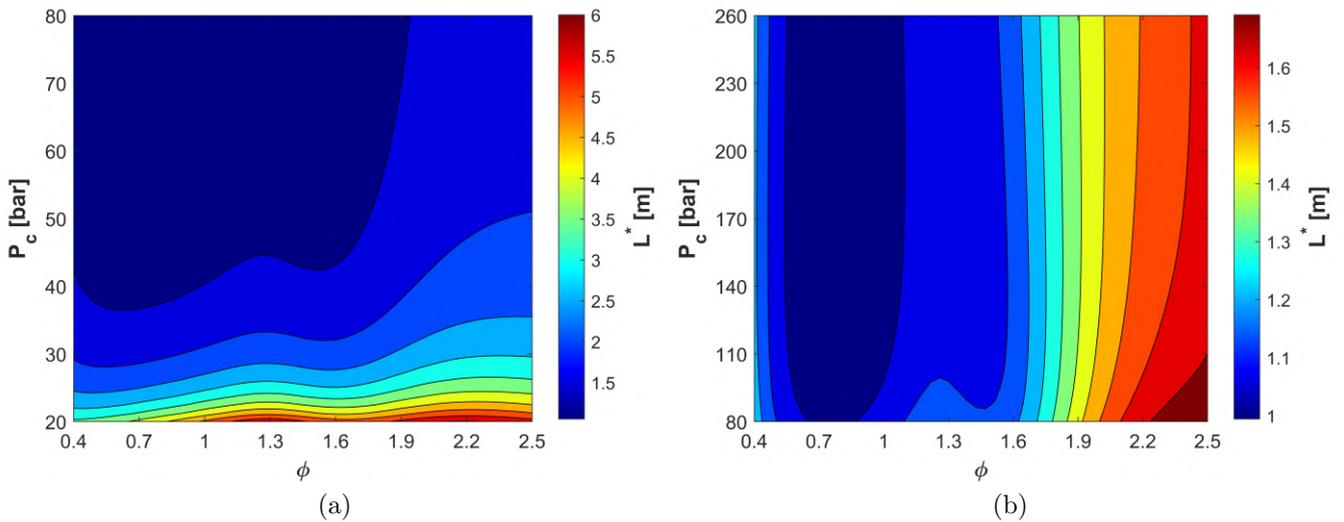


Figura 128 – L^* para etanol/LOx em a) baixa P_c e b) alta P_c com influência das reações químicas ($n = 4$)

Fonte: [Gontijo M S & Fischer 2021]

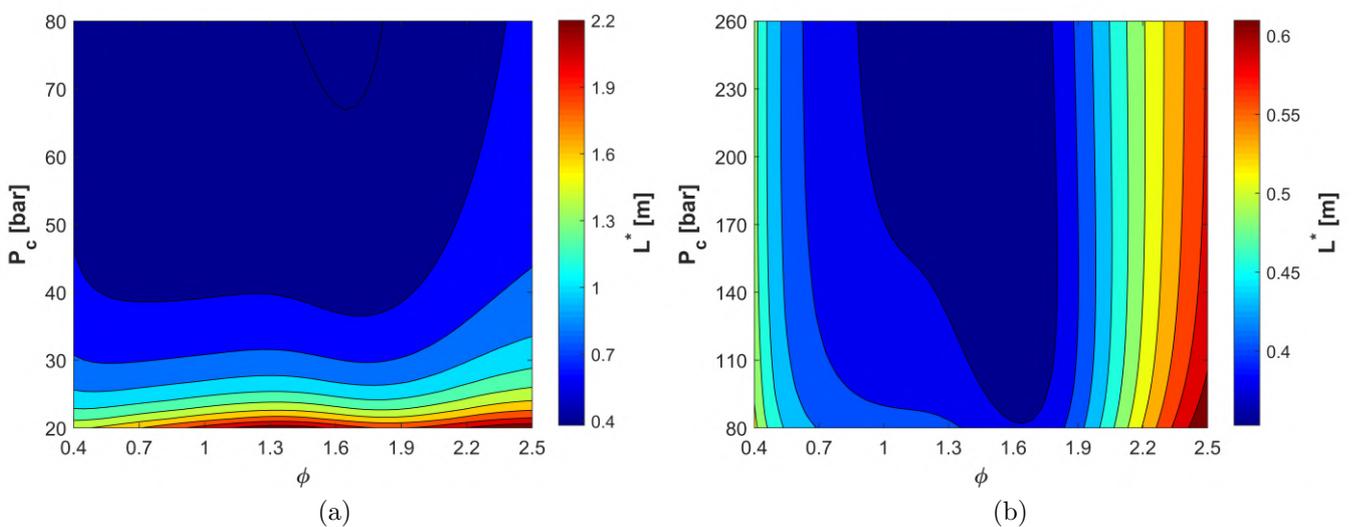


Figura 129 – L^* para RP-1/LOx em a) baixa P_c e b) alta P_c com influência das reações químicas ($n = 4$)

Fonte: [Gontijo M S & Fischer 2021]

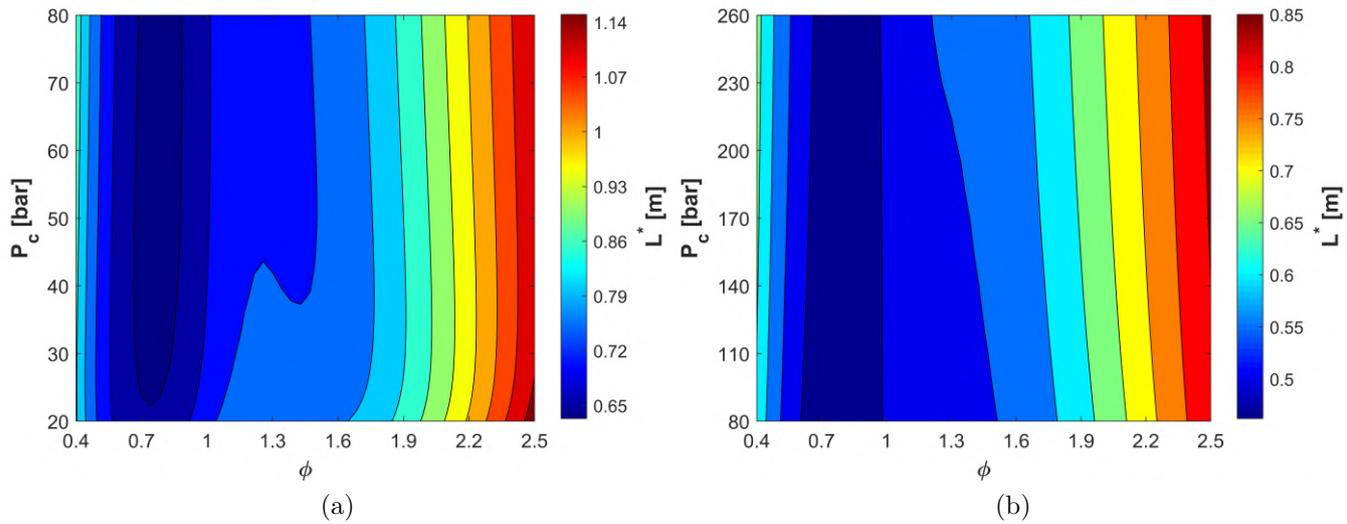


Figura 130 – L^* para LH_2/LOx em a) baixa P_c e b) alta P_c com influência das reações químicas ($n = 4$)

Fonte: [Gontijo M S & Fischer 2021]

Além disso, uma atualização do gráfico da Figura 131 foi feita e é apresentada abaixo:

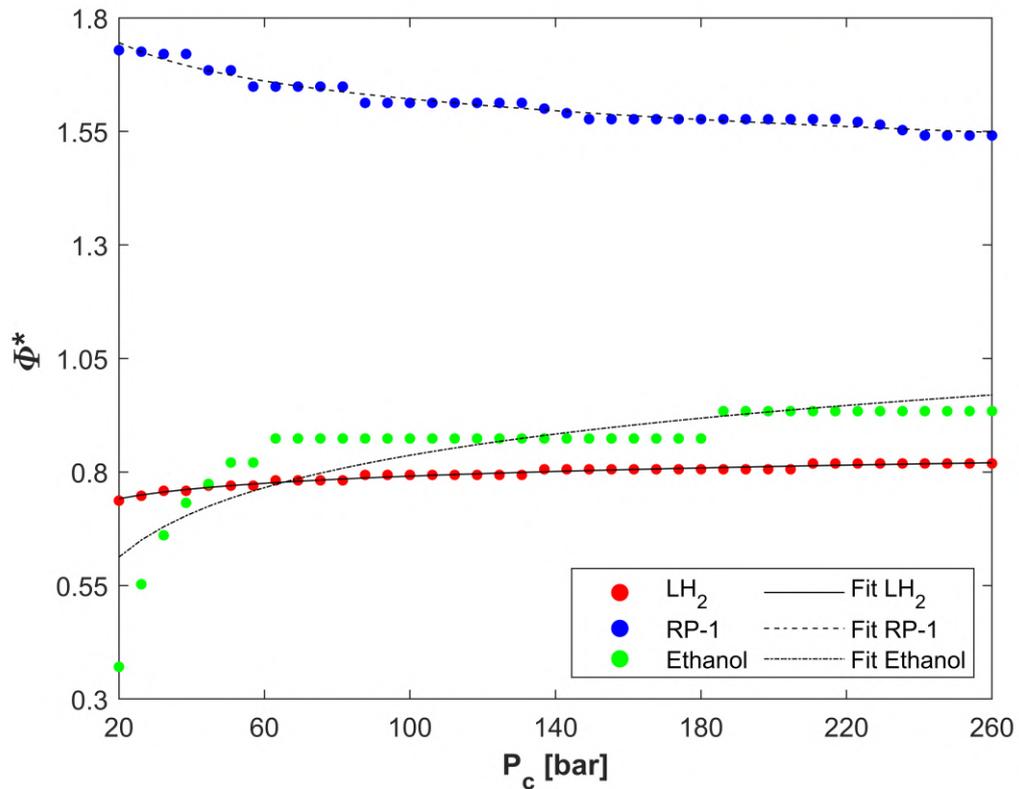


Figura 131 – ϕ^* , para $RP-1/LOx$, $etanol/LOx$ e LH_2/LOx variando com P_c

Fonte: [Gontijo M S & Fischer 2021]

Os resultados podem ser facilmente calculadas por meio de funções logarítmicas, as equações e os valores de R^2 são mostrados abaixo:

$$LH_2 : \quad \phi^* = 0.031 \ln(P_c) + 0.649 \quad ; \quad R^2 = 0,986 \quad (\text{A.50})$$

$$RP-1: \quad \phi^* = -0.077 \ln(P_c) + 1.976 \quad ; \quad R^2 = 0,981 \quad (\text{A.51})$$

$$\text{Ethanol:} \quad \phi^* = 0.139 \ln(P_c) + 0.1956 \quad ; \quad R^2 = 0,853 \quad (\text{A.52})$$

Além disso, uma comparação com motores reais foi feita para validar os resultados obtidos e é apresentada em [Gontijo M S & Fischer 2021]. Os resultados mostraram que o aumento do L^* variam de 1,5 a 20,3 %, logo é um aumento considerável.

APÊNDICE B – Comparação e exemplos de ciclos de operação

B.1 Comparação geral

Como explicado previamente na Seção 5.6, basicamente existem dois tipos de ciclos de operação: o alimentado por pressão e o alimentado por bomba. A tabela abaixo mostra uma comparação simples e qualitativa desses ciclos.

Tabela 32 – Comparação entre o ciclo alimentado por pressão e por bomba

	Alimentado por pressão	Alimentado por bomba
Complexidade	Baixa	Alta
Custo	Baixo	Alto
Tempo de desenvolvimento	Baixo	Alto
Desempenho	Baixo	Alto
Confiabilidade	Alta	Baixa
Peso	Baixo	Alto
Tempo de operação	Baixo	Alto

Fonte: [Charkoborty e Bauer 2004], [Seitzman 2020]

Por meio da Tabela 33 é possível verificar que os ciclos alimentados por pressão possuem baixa complexidade, devido ao menor número de componentes, o que leva ao menor custo, menor tempo de desenvolvimento, maior confiabilidade e menor peso. Como sistemas pressurizados por bomba conseguem chegar a pressões de câmara muito maiores, como discutido na Seção 4.10, o desempenho atingido é maior (sendo os maiores dentre os propulsores químicos) e o peso é menor. Pelo fato de que o ciclo alimentado por pressão esta limitado pela quantidade de pressurizante e sua despressurização, o tempo de operação não pode ser tão grande quanto os sistemas que usam turbo-bombas.

B.2 Comparação específica

Tabela 33 – Vantagens e desvantagens dos ciclos

Ciclo	Vantagens	Desvantagens
Alimentado por pressão	Simple Confiável	Baixos tempos de queima e empuxo Baixa modulação do empuxo Tanques pesados
Gerador de gás	Relativamente simples Alto alcance de empuxo	Perda de desempenho por ser aberto Requere um gerador de gás Alta complexidade Baixa confiabilidade Requere um pré queimador
Combustão por estágios	Alto desempenho Altas pressões de câmara e empuxo	
Expansor	Alto desempenho Simple e leve Não requer gerador de gás	Baixas pressões de câmara Apenas propelentes criogênicos

Fonte: [Charkoborty e Bauer 2004], [Seitzman 2020]

Obs.: Existem outros tipos de ciclos alimentados por bomba, mas são variações dos mostrados acima.

Abaixo encontra-se exemplos reais de cada um desses ciclos:

B.2.1 Gerador de gás

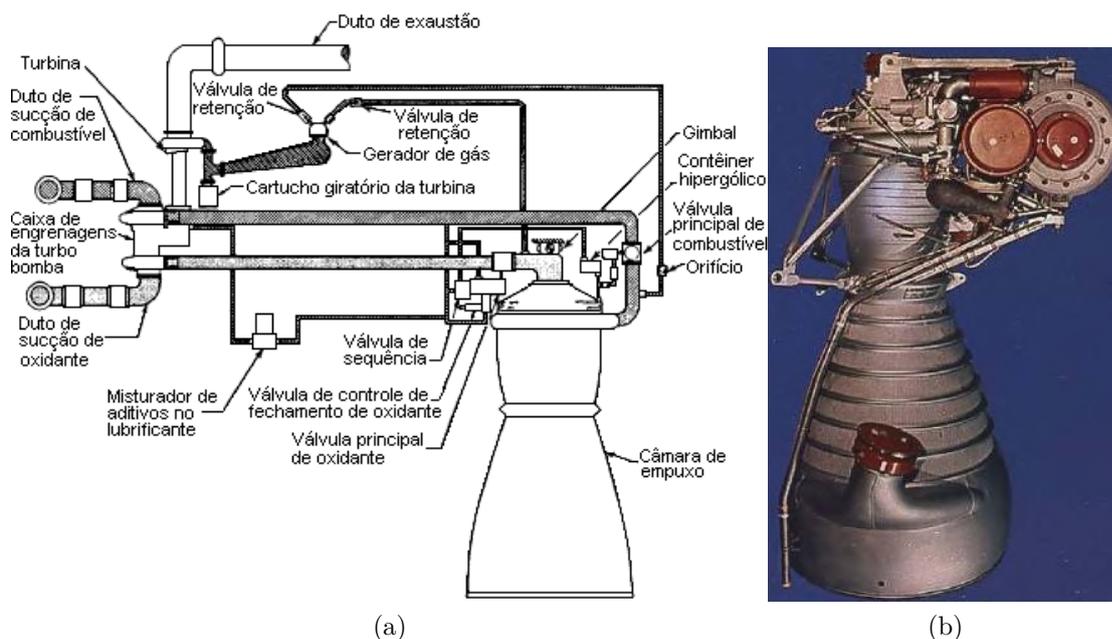


Figura 132 – Esquemático e foto do motor H-1

Fonte: Adaptado de [Sutton 2006], [Brügge 2021]

B.2.2 Alimentado por pressão

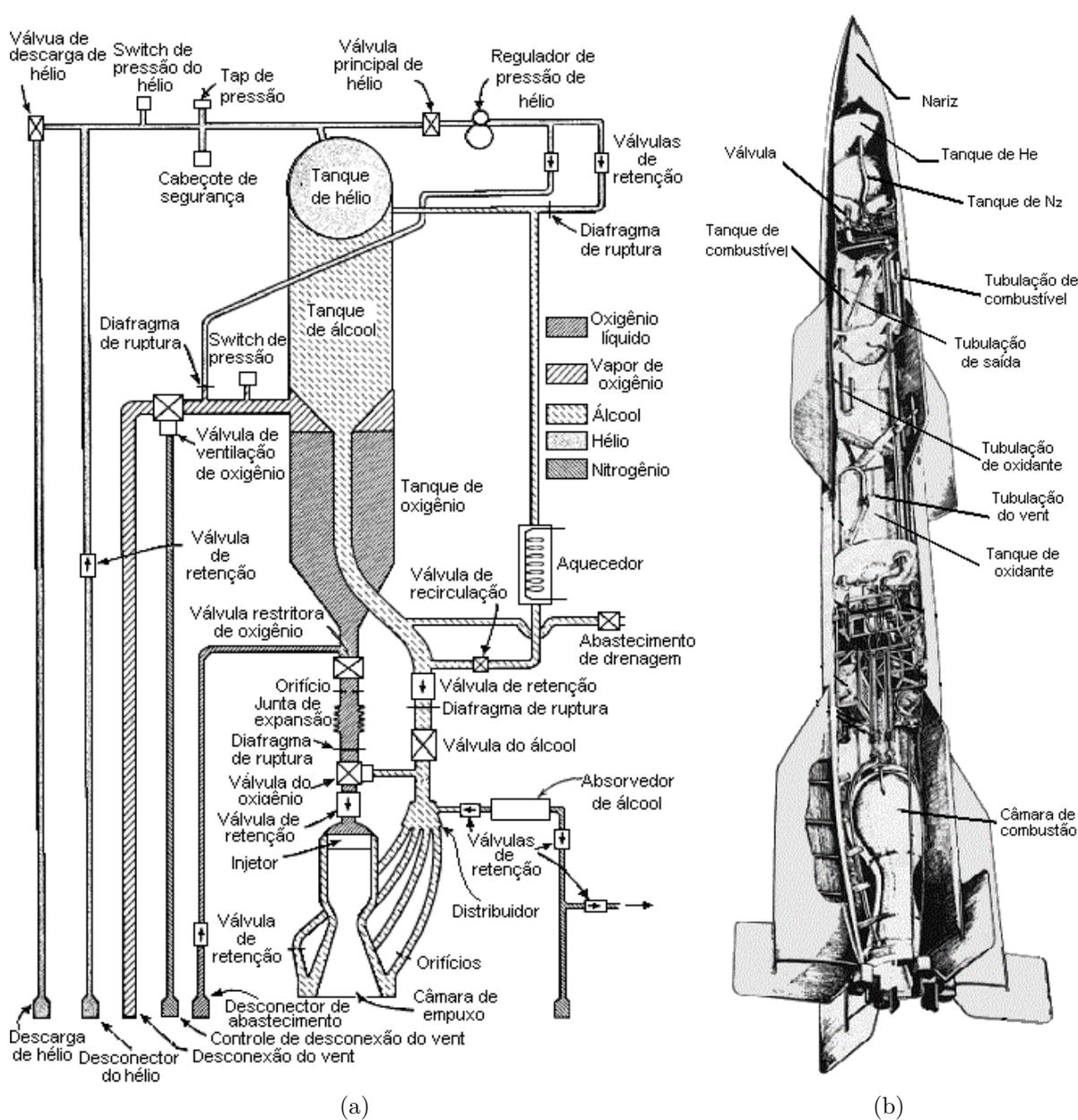


Figura 133 – Esquemáticos do motor Wasserfall C-2 do foguete Hermes A-1 da General Electric

Fonte: Adaptado de [Sutton 2006], [Johnson 2021]

B.2.3 Expansor

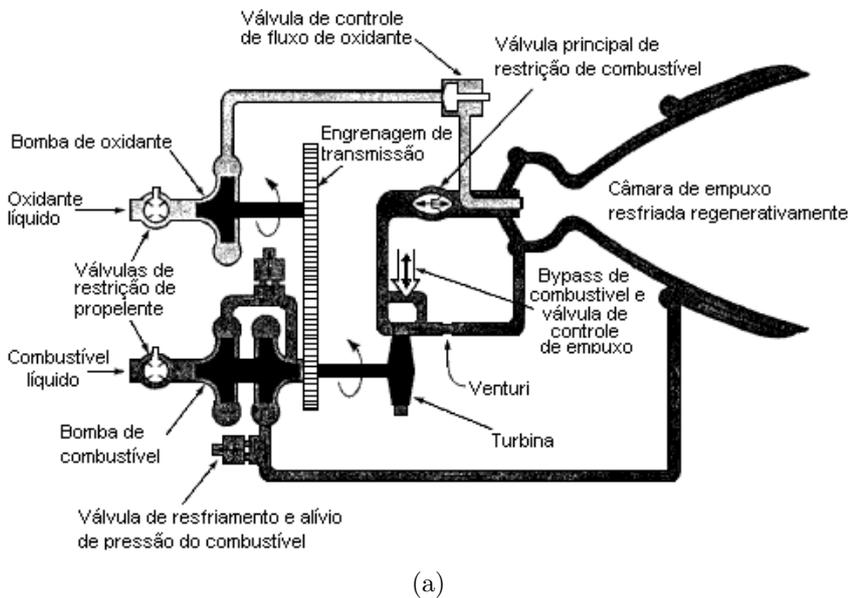


Figura 134 – Esquemático e foto do motor RL-10B-2-1A

Fonte: Adaptado de [Sutton 2006], [Brügge 2021]

B.2.4 Combustão por estágios

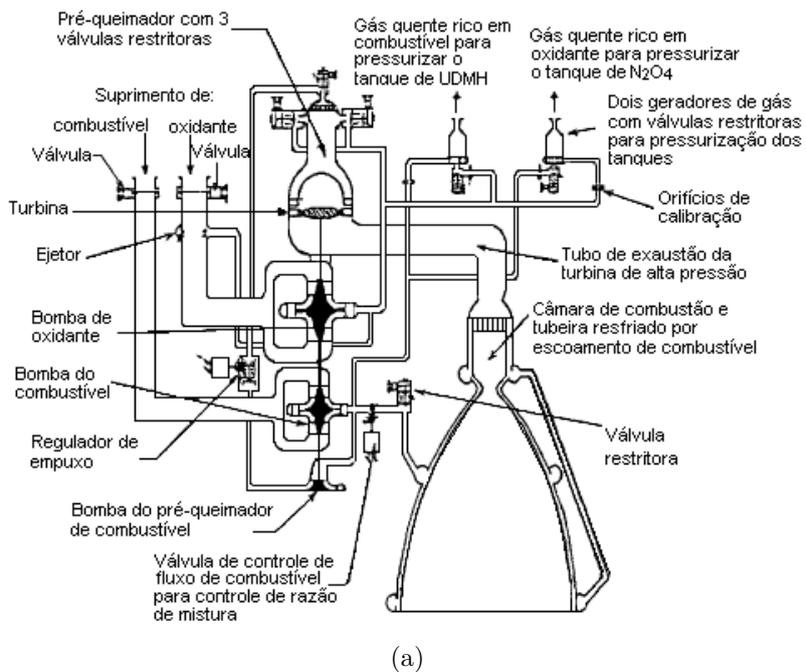


Figura 135 – Esquemático e foto do motor RD-253

Fonte: Adaptado de [Sutton 2006], [Brügge 2021]

APÊNDICE C – Softwares similares disponíveis no mercado

Existem dezenas de softwares comerciais que podem auxiliar no processo de desenvolvimento de um MFPL. Alguns deles são citados a seguir.

C.1 AeroSpike

O AeroSpike é uma ferramenta capaz de fazer análises e projetar tubeiras. É possível projetar tubeiras *aerospikes* ou do tipo sino. Também contém a possibilidade de projetar a tubeira por meio do MOC com o intuito de obter uma tubeira de comprimento mínimo (MLN, do inglês) [Cipolla 2021].

C.2 CEA - *Chemical Equilibrium with Applications*

O CEA já foi citado em seções anteriores deste trabalho. Foi uma das primeiras ferramentas usadas ao redor do mundo e é capaz de fazer análises de reações químicas em equilíbrio e congelado. Por meio dessas análises, parâmetros propulsivos, termodinâmicos, de transporte, químicos, de mistura e de detonação podem ser obtidos em três estações do motor (injetor, garganta e saída, caso análise em Câmara de Área Infinita (CAI)) ou quatro (injetor, fim da câmara de combustão, garganta e saída, caso análise em CAF) [Gordon e McBride 1994] [Gordon e McBride 1996].

C.3 RPA - *Rocket Propulsion Analysis*

O RPA é outro software citado anteriormente. Ele basicamente é capaz de fazer análises e projetos preliminares de MFPL, incluindo análises de ciclos, de modulação de empuxo e térmicas com sistemas de resfriamento, além de fazer o que o CEA faz. A abordagem é interessante, pois o software permite que o projeto do motor seja feito por meio de diferentes caminhos. Além disso, existe uma predição de eficiência do motor [Ponomarenko 2013].

C.4 *Design, Analysis, and Simulation of Rocket Propulsion System*

Este faz a análise e projeto de um MFPL com considerações de tipos de injetores e abordagens de MOC ou Rao para a tubeira. Além disso, possui uma pequena biblioteca de

misturas de propelentes e consegue abrir um software CAE (do inglês: *Computer Aided Engineering*) específico de CAD (do inglês: *Computer Aided Design*) e de CFD, para agilizar o processo [Kulhanek 2012].

C.5 SCORES - *SpaceCraft Object-oriented Rocket Engine Simulation*

É um software orientado a objeto capaz de projetar uma câmara de empuxo com análises de balaço entre empuxo e impulso específico. As análises de equilíbrio químico foram comparadas com o CEA e STANJAN e erros de apenas 0,5% foram encontrados. O grande objetivo deste software é prover a possibilidade de ser utilizado em um ambiente de Otimização de Projeto Multidisciplinar (MDO, do inglês) [Way D. W. & Olds 1998], [Way D. W. & Olds 1999].

C.6 SCORES-2 - *SpaceCraft Object-oriented Rocket Engine Simulation*

O SCORES-2 dá prosseguimento ao SCORES e adiciona análises mais aprofundadas, como a de eficiência, e investiu em uma interface gráfica melhor [Bradford 2002].

C.7 LiRA - *Liquid Rocket Analysis*

O LiRA é uma ferramenta poderosa e capaz de prover o projeto, análise e otimização de um motor preliminar. Este, inclusive, consegue projetar os conjuntos de turbina e bomba com análises desses componentes [Ernst 2014].

C.8 REDTOP - *Rocket Engine Design Tool for Optimal Performance*

Este projeta e analisa motores em estágios de projeto conceitual e preliminar. Consegue analisar ciclos de alimentação, motores monopropelentes, dentre outras análises similares aos softwares citados previamente [SpaceWoks 2021].

C.9 REDTOP-2 - *Rocket Engine Design Tool for Optimal Performance*

O REDTOP-2 da prosseguimento ao REDTOP, mas com melhorias e adições como o dimensionamento de componentes e previsão de peso e custo de cada um desses componentes [Bradford J. E. & Charania 2004].

C.10 EcosimPro/ESPSS - *European Space Propulsion Systems Simulation*

EcosimPro/ESPSS é uma ferramenta de simulação multidisciplinar capaz de analisar todos os componentes do sistema propulsivo, modelá-los separadamente e depois integra-los. Além disso, possui uma programação que mistura a técnica *drag and drop* e a clássica programação por linhas de código. Existem módulos e bibliotecas já prontas disponíveis ao usuário [Hahn R. H. S. & Hoffmann 2019], [Hahn R. H. S. & Deeken 2017], [Vara R. P. & Herrero 2001], [Isselhorst 2010], [Fracensco D. M. & Rosa 2015].

C.11 ROCETS - *Rocket Engine Transient Simulation*

ROCETS é um software de análise em regime permanente e transiente em várias condições de operação. Ele consistem de uma biblioteca de componentes, como câmaras de combustão, tubeiras, bombas, linhas, turbinas, válvulas e etc. Este é um software relativamente antigo, porém bem reconhecido [Binder 1993].

C.12 AxSTREAM.SPACE

O AxSTREAM.SPACE faz a estimativa do ciclo mais indicado, projeta as turbobombas, projeta o contorno interno da câmara de combustão e da tubeira e projeta o sistema de resfriamento. Ainda contém um algoritmo de otimização [Moroz L. & Burlaka 2019], [Moroz L. & Burlaka 2019].

C.13 LRTC - *Liquid Rocket Transient Code*

O LRTC é capaz de prever o desempenho do motor incluindo turbobombas com um modelo transiente. Além disso, é capaz de analisar discontinuidades de pressão e velocidade. O algoritmo é baseado no método das características, porém não se limita ao fenômeno de Gibbs, conectados por nós [Ruth E. K. & Ahn 1990].

C.14 SSODO, SSOD e TRANS

Um software com três códigos foi desenvolvido com base em dados de voo de alguns foguetes. O primeiro é o SSODO (*Steady-State On-Design and Optimization*) é responsável por prever o desempenho do motor, otimizar e dimensionar os componentes primários do motor e prover um balanço de configurações de ciclos de acordo com os dados de entrada. O segundo é o SSOD (*Steady-State Off-Design*) e é similar ao primeiro, porém com projeto otimizado do SSODO. O terceiro é o TRANS (*Transient*) que basicamente modela o comportamento do motor em regime transiente, considerando ignição, desligamento, modulação e etc [Nguyen D. & Martinez 1993].

C.15 GFSSP - *Generalized Fluid System Simulation Program*

O GFSSP foi desenvolvido na NASA e é capaz de analisar regimes permanentes e transientes por meio de uma rede complexa. Além disso, analisa fluxos compressíveis e incompressíveis, mudanças de fases e misturas. Ele foi usado no SSME. Ele também usa a minimização da energia livre de Gibbs, assim como o CEA e o RPA, para equilíbrio químico [Sozen M. & Majumdar 2003], [Majumdar 1999], [Majumdar A. & Bailey 1997].

C.16 AMESim

O AMESim é um software modular com algumas bibliotecas. Analisa turbobombas, sistemas de resfriamento, câmara de combustão, ignitores, tanques, linhas pneumáticas e etc [Rhote-Vaney R. & Lekeux 2002].

C.17 REDS - *Rocket Engine Dynamic Simulator*

O REDS tem o objetivo principal de realizar simulações transientes em motores de foguete, modelando componentes como tubulações, bombas, turbinas, câmaras de combustão, válvulas, injetores, tubeiras e sistemas de resfriamento. Ele ainda está em desenvolvimento e está sendo aprimorado [Yamanishi N. & Kimura 2004].

C.18 RTE - *Rocket Engine Dynamic Simulator*

O RTE realiza análises térmicas tri-dimensionais em câmaras de empuxo resfriadas regenerativamente. Foi desenvolvido na NASA Lewis Research Center e apresentou ser um software bem robusto e completo [Naraghi 2021].

C.19 ROCCID - *ROCKET Combustor Interactive Design*

Este software possui uma metodologia de análises de MFPL em regime permanente, sendo capaz de obter seu desempenho a prever possíveis instabilidades de combustão. Além disso, ainda possui considerações a respeito dos injetores [103],[131].

C.20 TDK - *Two Dimensional Kinetics Program*

O TDK é focado em analisar o desempenho de tubeiras de MFPL por meio de análises bidimensionais. As perdas analisadas são as perdas da câmara de combustão, perda por camada limite e perda por cinética química [Dunn e Coats 1997], [SEA 2020].

C.21 VIPER - *Viscous Interaction Evaluation Routine*

O VIPER é capaz de prever o desempenho de tubeiras, principalmente com altas razões de área. Este software é capaz de considerar fluxo bifásico com taxa química finita, filme líquido do resfriamento por filme, entre outros [SEA 2020].

APÊNDICE D – Entradas e saídas do algoritmo

Como previamente explicado na Seção 6, alguns dados de entrada são necessários para que o algoritmo possa ser executado. Os dados de entrada são:

- Faixa de valores de P_c ;
- Faixa de O/F ;
- Faixa de A_c/A_t ;
- Empuxo alvo;
- Tempo de queima;
- Pressão de saída da tubeira;
- Temperatura de injeção dos propelentes;
- Propriedades termodinâmicas e mecânicas dos propelentes;
- Fatores de segurança;
- Número de entradas tangenciais dos injetores;
- Ângulos de cone do *spray*;
- Ângulos de convergência dos injetores;
- Diâmetro máximo do sistema propulsivo;

A partir das entradas acima informadas, um exemplo de saída na janela de comando é mostrada abaixo:

Engine with optimized TWR:

TWR = 4.548131

-PROP-

Thrust = 129963.518041 N

Burn Time = 35.000000 s

Chamber Pressure = 21.621094 bar

Mixture Ratio = 1.731250
 Equivalence Ratio = 1.203600
 Contraction Ratio = 5.000000
 Specific Impulse = 248.062944 s
 Thrust Coeficient = 1.422215
 Characteristic Velocity = 1710.364378 m/s

-MASS-

Total Mass of Rocket = 2962.575454 kg
 Thrust Chamber Mass = 5.604641 kg
 Fuel Tank Mass = 298.995880 kg
 Oxidizer Tank Mass = 122.314875 kg
 Pressurant Tank Mass = 23.388796 kg
 Fuel Mass = 684.658913 kg
 Oxidizer Mass = 1185.315742 kg
 Propellant Mass = 1869.974655 kg
 Pressurant Mass = 8.890725 kg
 Valves Mass = 5.619438 kg
 Fuel Tubing Mass = 2.601369 kg
 Oxidizer Tubing Mass = 0.316835 kg
 Press Tubing Mass = 1.888457 kg
 Additional mass = 122.828773 kg
 Rocket Mass (without propulsion) = 506.000000 kg

-TUBING-

Fuel Tube ID = 0.023203 m
 Oxidizer Tube ID = 0.029514 m
 Pressurant Tube ID = 0.019416 m
 Fuel Tube thickness = 0.001500 m
 Oxidizer Tube thickness = 0.001500 m
 Pressurant Tube thickness = 0.001500 m

-TANKS-

Fuel Tank Cylinder Length = 1.396085 m
 Oxidizer Tank Cylinder Length = 1.279209 m
 Fuel Tank Domes Thickness = 0.006977 m

Oxidizer Tank Domes Thickness = 0.002995 m
 Fuel Tank Cylinder Thickness = 0.013953 m
 Oxidizer Tank Cylinder Thickness = 0.011979 m
 Pressurant Tank Dome Thickness = 0.006478 m
 Fuel Tank Inner Diameter = 0.789633 m
 Oxidizer Tank Inner Diameter = 0.789633 m
 Pressurant Tank Inner Diameter = 0.854000 m

INJECTOR

Fuel Mass Flow Rate = 19.561683 kg/s
 Oxidizer Mass Flow Rate = 33.866164 kg/s
 Propellant Mass Flow Rate = 53.427847 kg/s
 Number of Circles = 9.000000
 Number of Injectors = 271.000000
 Mass Flow Rate Per Fuel Injector = 0.072183 kg/s
 Mass Flow Rate Per Oxidizer Injector = 0.124625 kg/s
 Fuel Injection Velocity = 4.368853 m/s
 Oxidizer Injection Velocity = 3.940009 m/s
 Fuel SMD = 0.000154 m
 Injector step = 27.337886 mm

Ox

Number of Tangential Entrances = 6.000000
 Re = 6005441715.951024
 Friction Coefficient = 0.011800
 Characteristic Geometric Parameter = 4.072274
 Filling Coefficient = 0.365005
 Opening Coefficient = 4.000000
 Hydraulic Loss Coefficient = 0.269164
 Loss Coefficient on Inlet Orifices = 0.500000
 Angular Momentum Loss Coefficient = 0.476777
 Discharge Coefficient = 0.171221
 Dimensionless Radius of the gas vortex = 0.796866
 Opening Angle of the Spray = 101.806364 deg
 Discharge Orifice Diameter = 0.005354 m
 Inlet Orifice Diameter = 0.002263 m
 Re Equivalent = 5827942833.564354
 Injector Chamber Diameter = 0.018325 m
 Injector Chamber Length = 0.006527 m

Inlet Orifice Length = 0.003395 m
Discharge Orifice Length = 0.002677 m
External Discharge Orifice Length = 0.012108 m

-Fuel-----
Number of Tangential Entrances = 6.000000
Re = 9125.735748
Friction Coefficient = 0.055010
Characteristic Geometric Parameter = 4.768155
Filling Coefficient = 0.503507
Opening Coefficient = 4.000000
Hydraulic Loss Coefficient = 0.618859
Loss Coefficient on Inlet Orifices = 0.500000
Angular Momentum Loss Coefficient = 0.208980
Discharge Coefficient = 0.141461
Dimensionless Radius of the gas vortex = 0.796866
Opening Angle of the Spray = 97.312203 deg
Discharge Orifice Diameter = 0.012708 m
Inlet Orifice Diameter = 0.004077 m
Injector Chamber Diameter = 0.019657 m
Injector Chamber Length = 0.006077 m
Inlet Orifice Length = 0.006116 m
Discharge Orifice Length = 0.009829 m
External Discharge Orifice Length = 0.012108 m

-----CHAMBER-----

L* = 1.082933 m
Chamber Length = 0.216587 m
Chamber Diameter = 0.519147 m
Chamber Area = 0.211676 m²
Chamber Thickness = 0.001830 m

-----NOZZLE-----

Truncation = 80.000000 %
Kr = 1.216640
Throat Diameter = 0.232170 m
Throat Area = 0.042335 m²
Theta n = 21.744880 deg

Expansion Ratio = 4.263400

Exit Diameter = 0.479384 m

Exit Area = 0.180492 m²

Theta e = 13.672610 deg

Exit Mach = 2.537400

-EFF-

Divergence = 98.465211 %

Friction = 99.867444 %

Transp/Termo

	Inj	EC	Throat	Exit
T(K):	3287.70	3284.50	3137.70	2509.10
P(bar):	21.62	21.62	12.45	1.00
rho(kg/m ³):	1.84	1.82	1.13	0.12
gamma:	1.12	1.12	1.12	1.13
visc(mPoise):	1.07	1.07	1.04	0.90
M(1/n):	23.32	23.32	23.62	24.81
Cp(kJ/kgK):	0.71	0.71	0.68	0.40
Cond(W/mK):	1.42	1.42	1.31	0.63
Pr:	0.54	0.54	0.54	0.58

Além dos dados acima, o contorno interno da câmara de empuxo é fornecido.

APÊNDICE E – Algoritmos detalhados

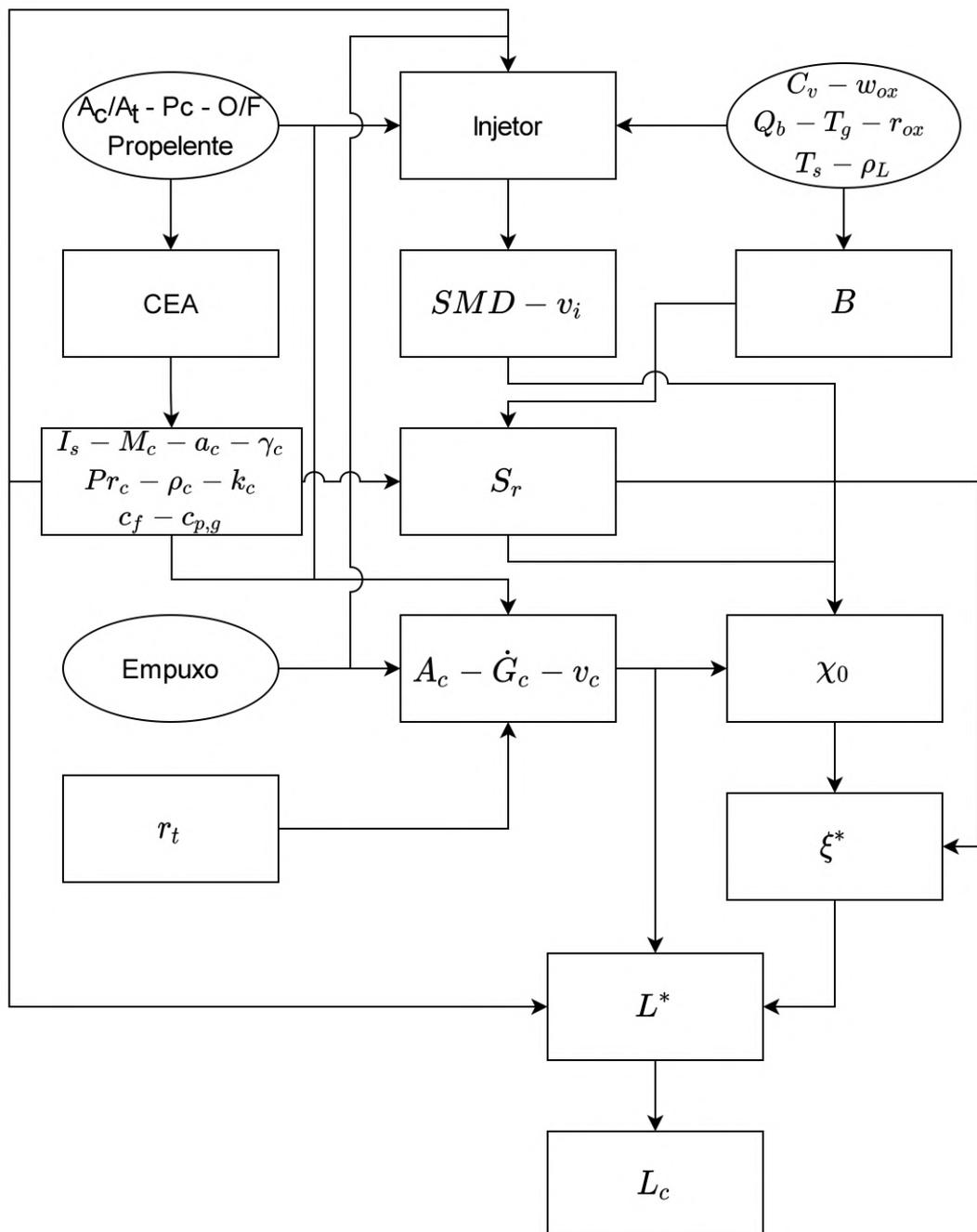


Figura 136 – Algoritmo da câmara de combustão

Fonte: Autor

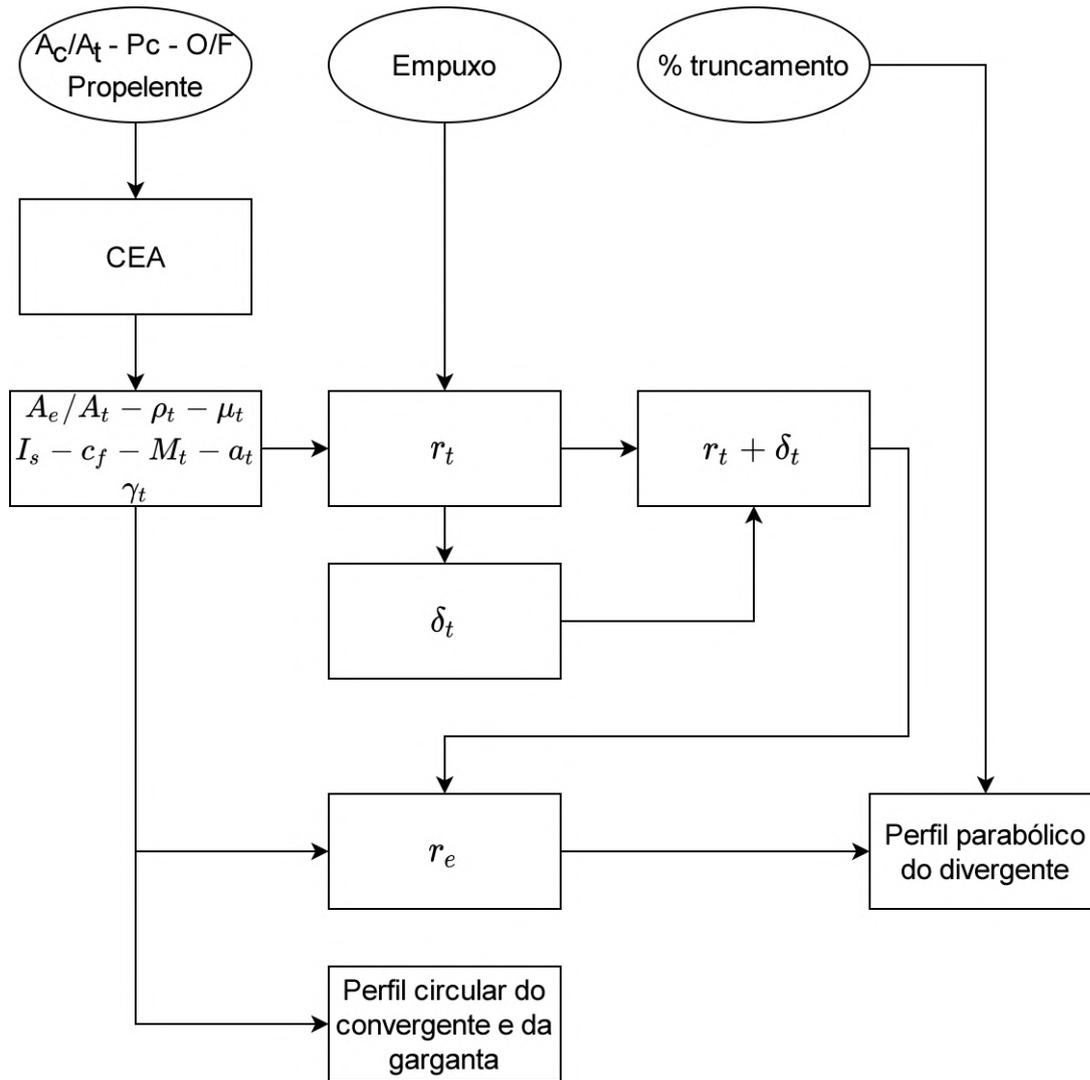


Figura 137 – Algoritmo da tubeira

Fonte: Autor

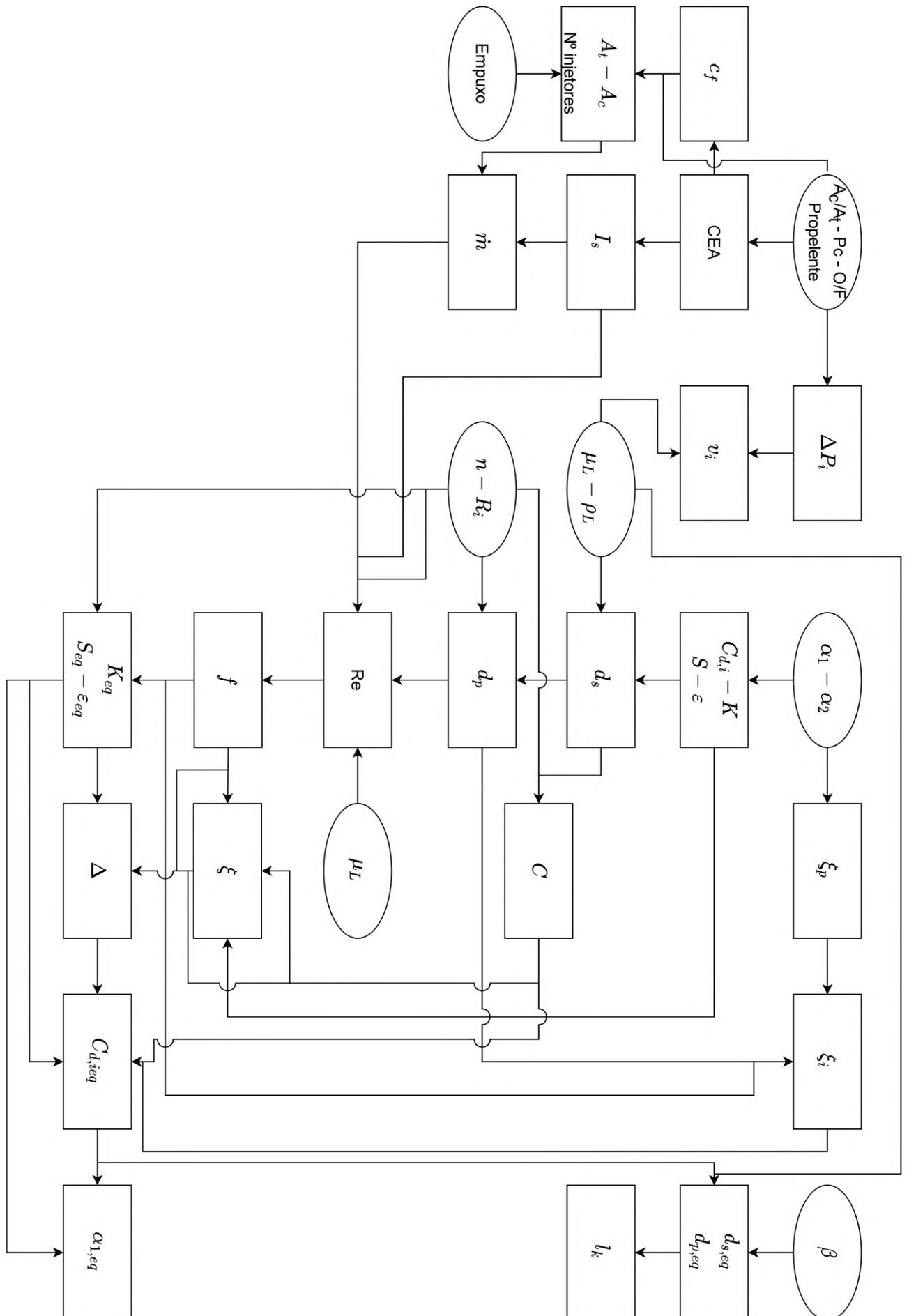


Figura 138 – Algoritmo dos injetores

Fonte: Autor

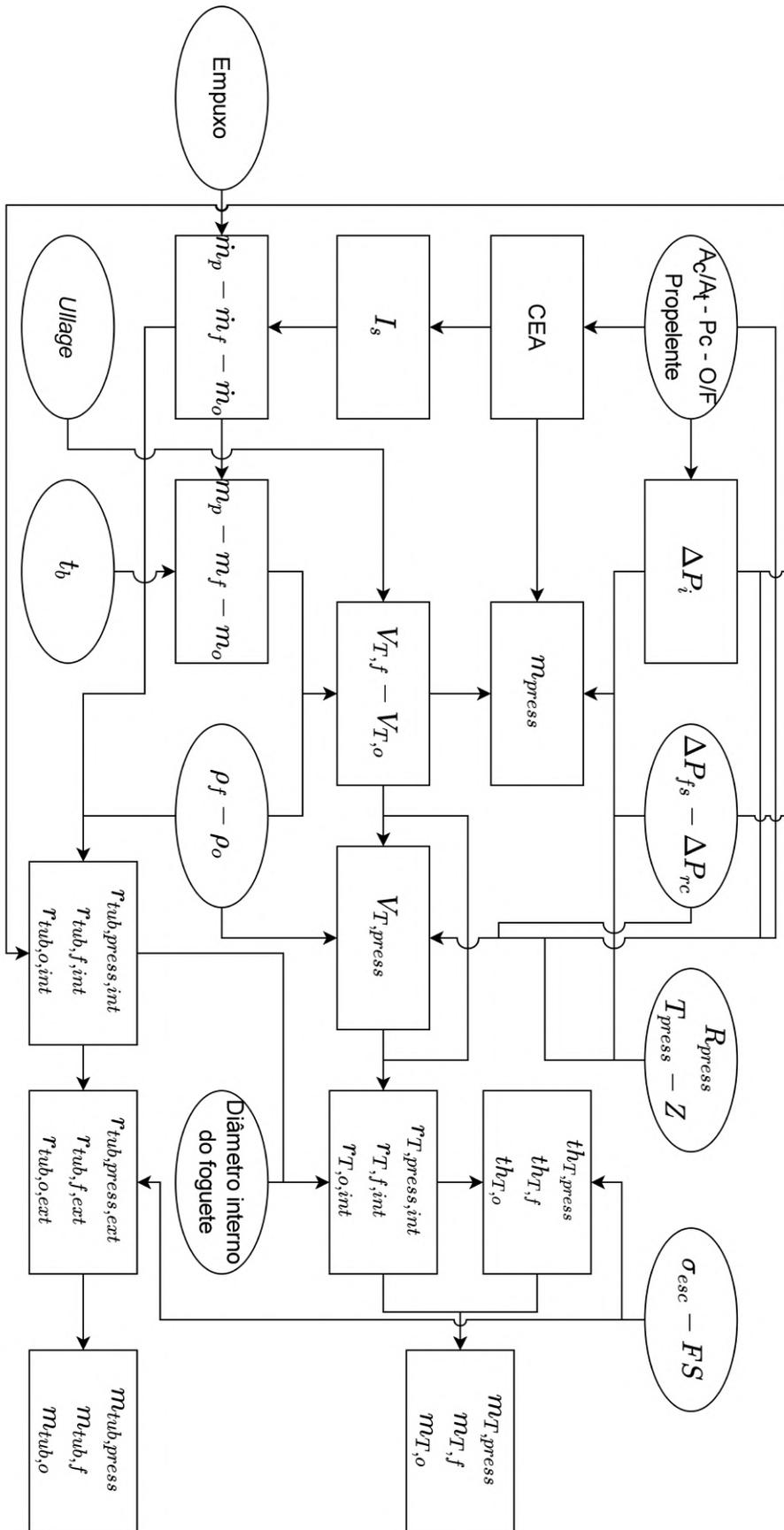


Figura 139 – Algoritmo dos tanques e das tubulações

Fonte: Autor

APÊNDICE F – Interface gráfica do LPOT

The screenshot displays the LPOT - Liquid Propulsion Optimization Tool interface. The main window is titled "LPOT - Liquid Propulsion Optimization Tool" and contains several data entry and visualization sections:

- Top Panel:** Includes fields for "Name" (LST), "Description" (Liquid propellant rocket engine for the VSB 30...), "Oxidizer" (O2/U), "Fuel" (C2H5OH/U), "N° divisions" (30), "Min. A/G/AE" (4), "Max. A/G/AE" (6), "Min. O/F" (1), "Max. O/F" (2.8), "Max. Pc [bar]" (30), "ID [mm]" (800), "Thrust [N]" (130000), "Dp [g]" (35), "Mass [kg]" (508), and "Densidade [kg/m³]" (1405).
- Properties Section:**
 - Oxidizer properties:** Temp [K] 90, Densidade [kg/m³] 1405, Dym. visc. [Pa.s] 6.9e-6.
 - Fuel properties:** Temp [K] 300, Densidade [kg/m³] 780, cp [J/kg.K] 2.57, Surf. tens. [N/m] 0.02236, Ob. [kg/kg] 94171912, Dym. visc. [Pa.s] 1.4023e-6, Cv [kJ/kg.K] 28.2, Tb [K] 351.5.
 - Pressurant properties:** Z 0.95, Temp [K] 300, R [J/kg.K] 2077.1.
- Visualizations:**
 - Heatmap:** A 2D plot of "Pc X O/F X TWIR" showing pressure distribution across O/F and TWIR axes.
 - Contour Plot:** A line graph of "Contour" vs "X [mm]" showing internal and external contours.
- Combusition chamber:** Fields for SF (1.5), Yield str. [Pa] (46086), Densidade [kg/m³] (8440), Tanks (SF: 1.5, Yield str. [Pa] 30086), and Deltap. tub. [Pa] (500000).
- Injector:** Fields for SF (1.5), Yield str. [Pa] (30086), rho [kg/m³] (8000), Ccd (0.8), and nozzle parameters (N° inlets: 6, Spray ang. [°] 100, Conv ang. [°] 90).
- Outer:** Fields for N° inlets (6), Spray ang. [°] (80), and Conv ang. [°] (90).
- Simulation:** Includes "Simulate" and "Export results" buttons.

Callouts on the right side of the image identify specific features:

- "Opções de salvar e carregar configurações" and "Documentação do software" (top right).
- "Linhas de contorno preenchidas de Pc por O/F por TWIR" (middle right).
- "Contorno da câmara de empuxo" (bottom right).
- "Exporta os resultados em um .txt na pasta desalida" and "Exporta o contorno da câmara de empuxo em .dfig" (bottom right).

Figura 140 – Detalhes das seções da interface gráfica do software LPOT

Fonte: Autor

APÊNDICE G – Diagrama hidráulico

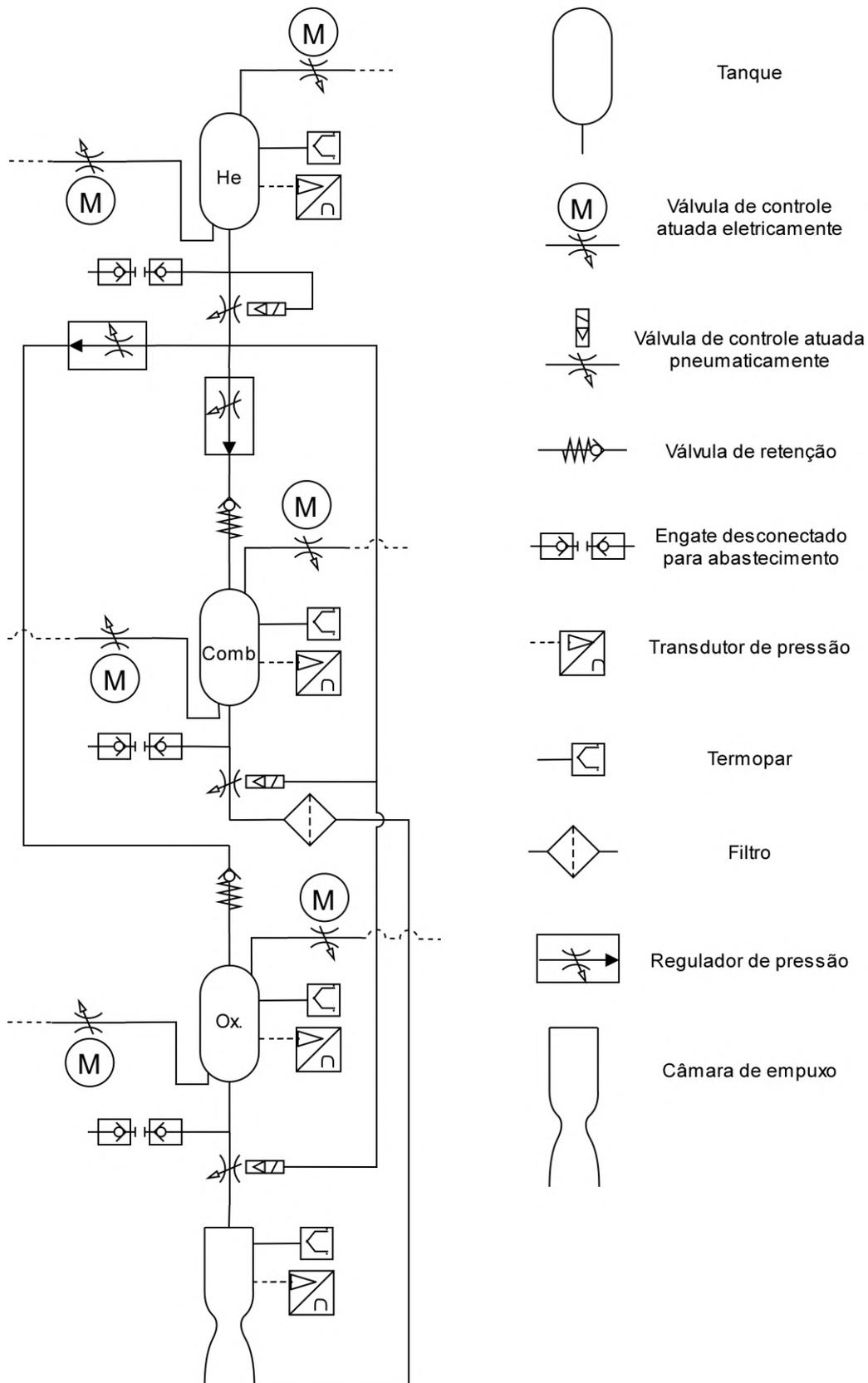


Figura 141 – Diagrama hidráulico do LS1

Fonte: Autor

APÊNDICE H – Esquemático de percurso dos fluidos dos fluidos

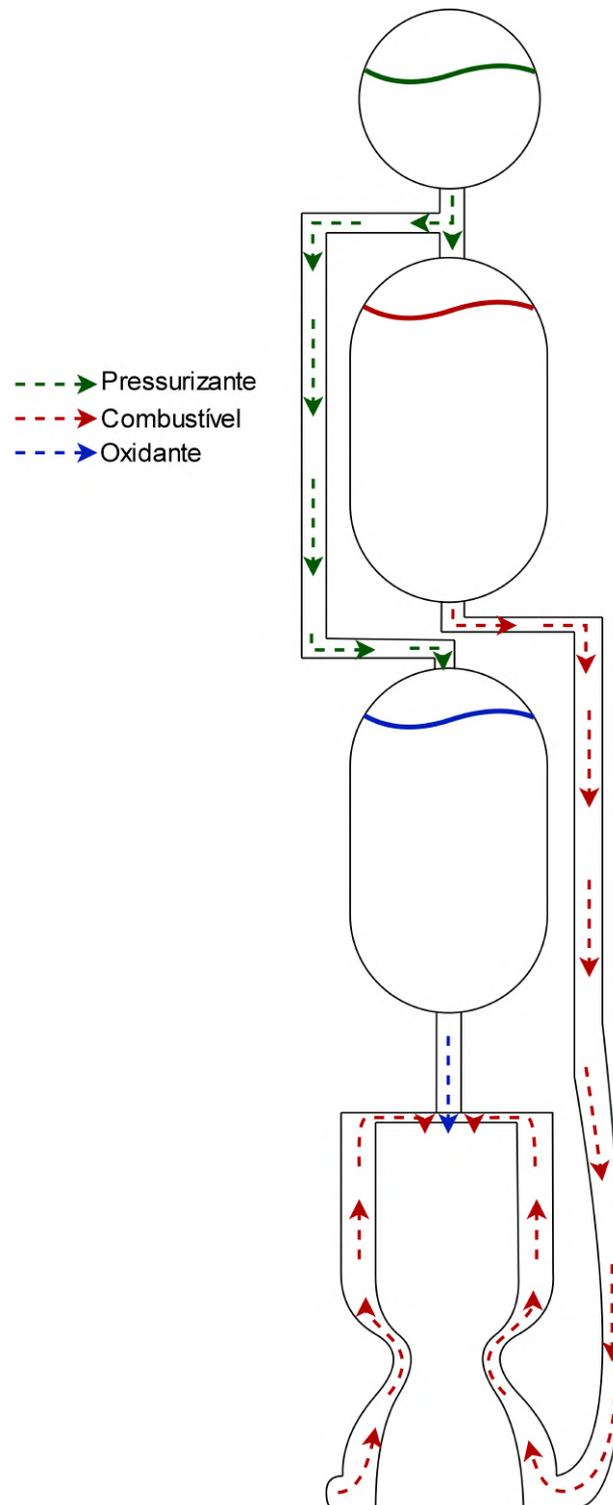


Figura 142 – Esquemático de percurso dos fluidos

Fonte: Autor

APÊNDICE I – Desenhos técnicos

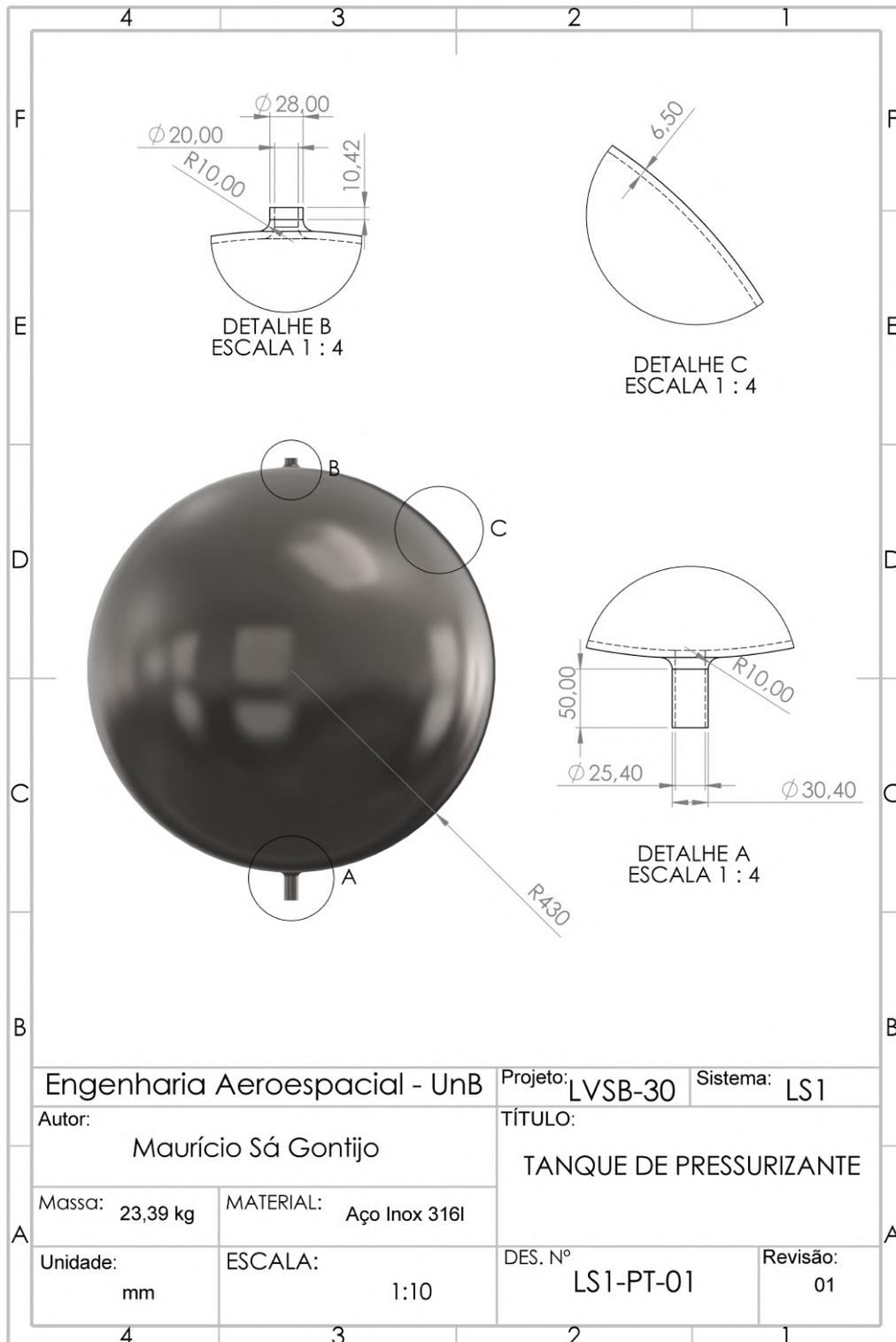


Figura 143 – Desenho técnico do tanque de pressurizante

Fonte: Autor

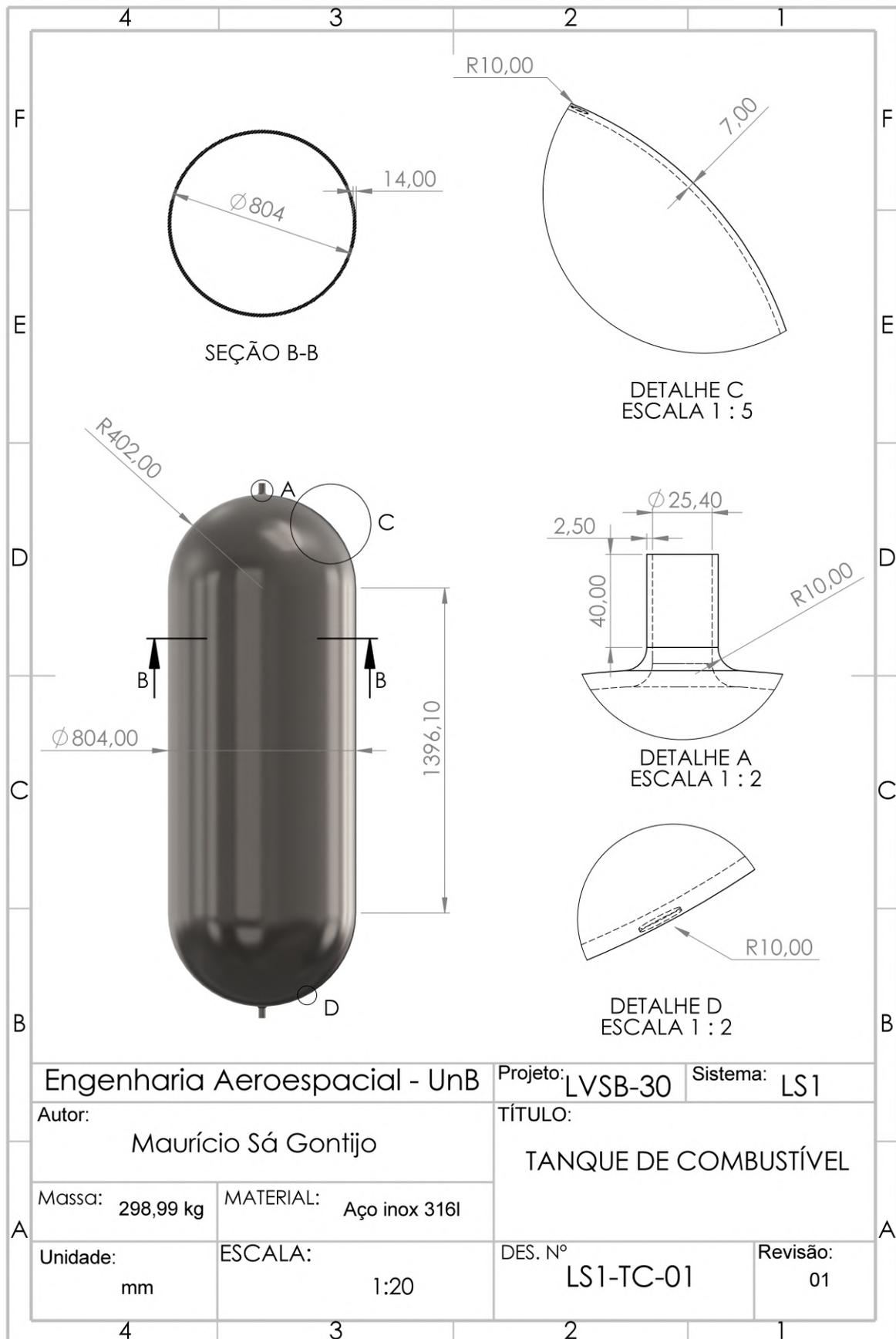


Figura 144 – Desenho técnico do tanque de combustível

Fonte: Autor

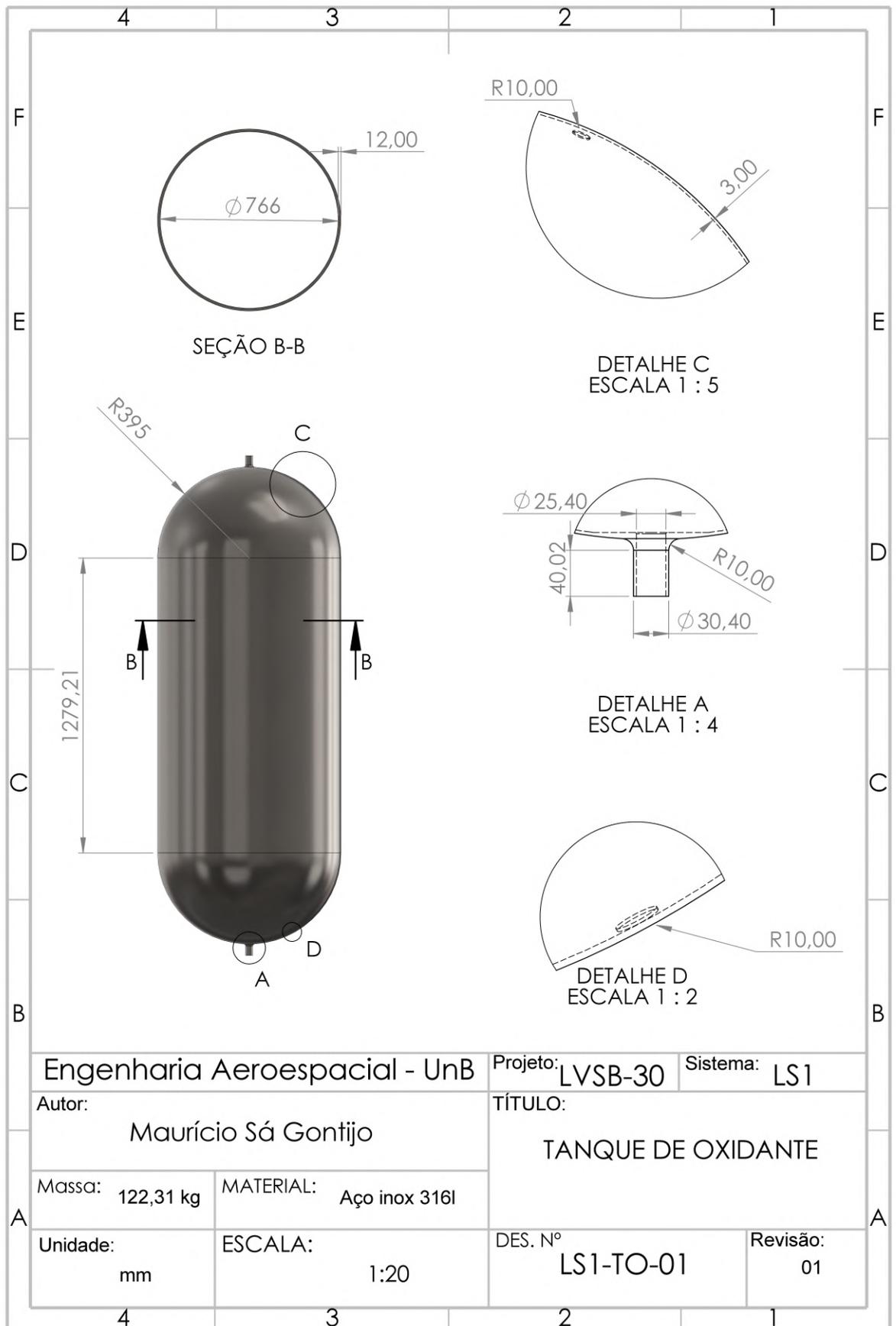


Figura 145 – Desenho técnico do tanque de oxidante

Fonte: Autor

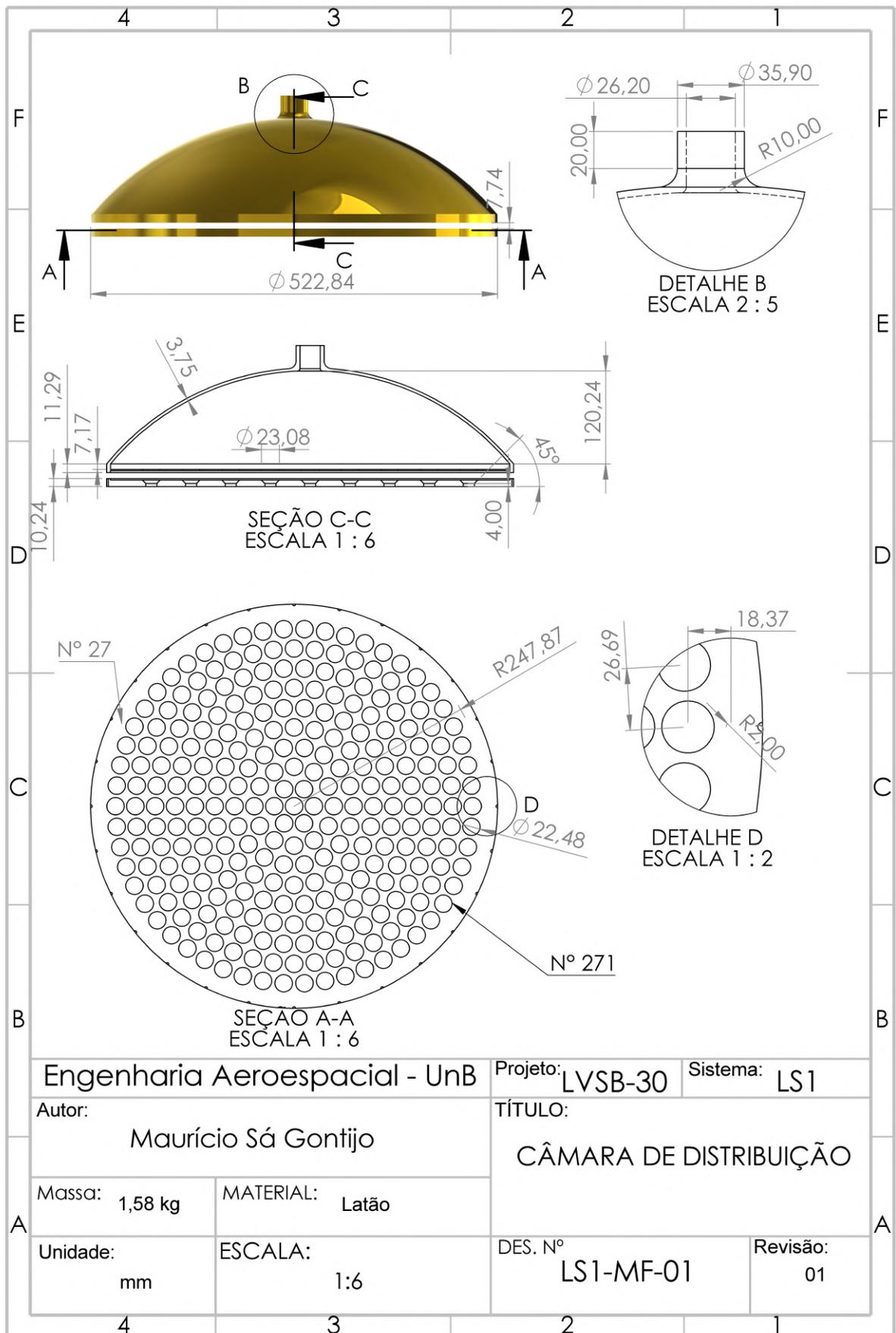


Figura 146 – Desenho técnico da câmara de distribuição

Fonte: Autor

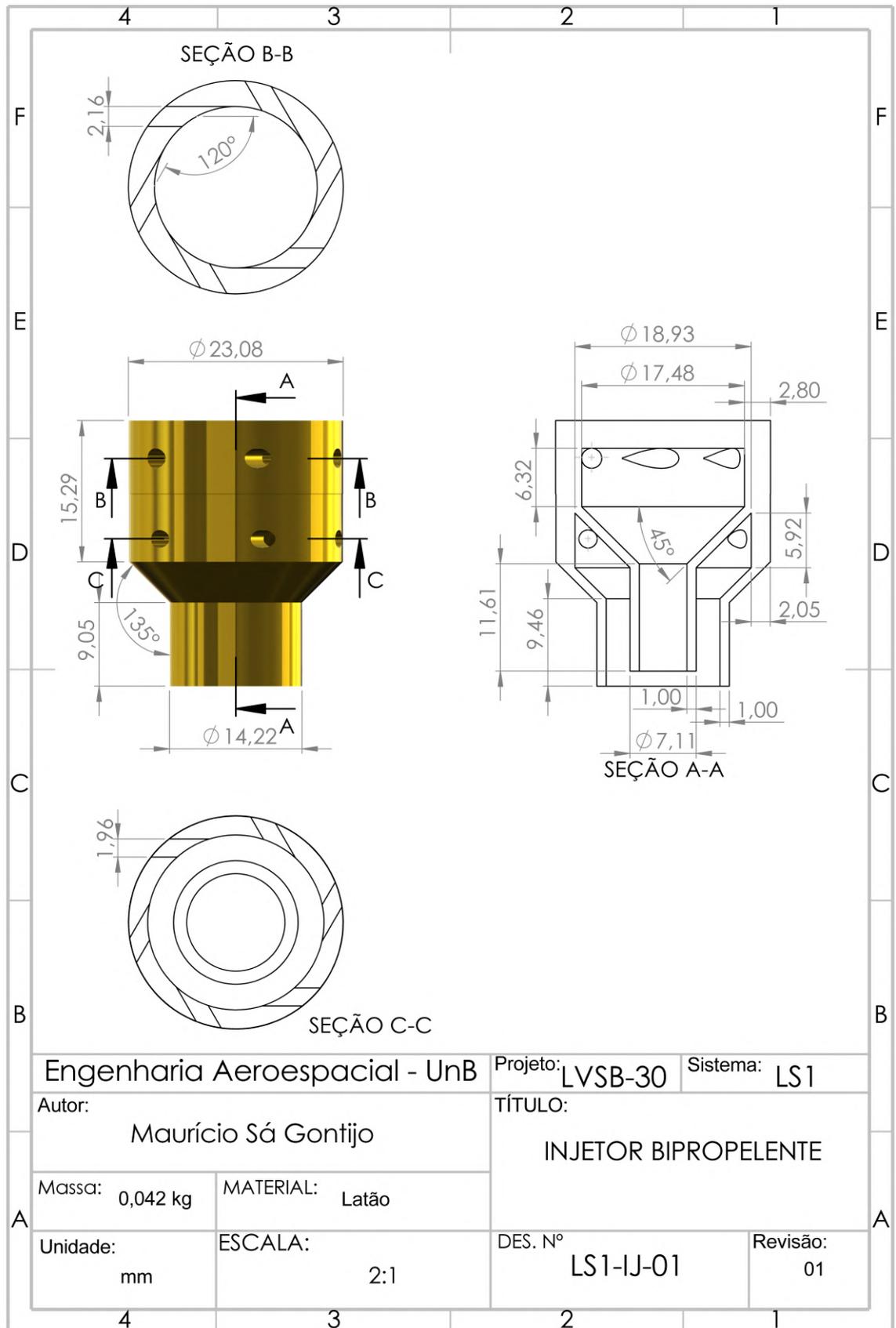


Figura 147 – Desenho técnico do injetor bipropelente

Fonte: Autor



Figura 148 – Desenho técnico da câmara de combustão e tubeira

Fonte: Autor