



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA, TECNOLOGIA E INOVAÇÕES
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

sid.inpe.br/mtc-m21d/2022/11.11.14.33-TDI

SIMULAÇÃO NUMÉRICA DA COMBUSTÃO DE SPRAYS DE ETANOL E OXIGÊNIO LÍQUIDO

Erykson Marconny da Silva Costa

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Combustão e Propulsão, orientada pelos Drs. Fernando de Souza Costa, e Márcio Teixeira de Mendonça, aprovada em 16 de setembro de 2022.

URL do documento original:

<<http://urlib.net/8JMKD3MGP3W34T/4822CC2>>

INPE
São José dos Campos
2022

PUBLICADO POR:

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE
Coordenação de Ensino, Pesquisa e Extensão (COEPE)
Divisão de Biblioteca (DIBIB)
CEP 12.227-010
São José dos Campos - SP - Brasil
Tel.:(012) 3208-6923/7348
E-mail: pubtc@inpe.br

CONSELHO DE EDITORAÇÃO E PRESERVAÇÃO DA PRODUÇÃO INTELLECTUAL DO INPE - CEPPII (PORTARIA Nº 176/2018/SEI-INPE):

Presidente:

Dra. Marley Cavalcante de Lima Moscati - Coordenação-Geral de Ciências da Terra (CGCT)

Membros:

Dra. Ieda Del Arco Sanches - Conselho de Pós-Graduação (CPG)
Dr. Evandro Marconi Rocco - Coordenação-Geral de Engenharia, Tecnologia e Ciência Espaciais (CGCE)
Dr. Rafael Duarte Coelho dos Santos - Coordenação-Geral de Infraestrutura e Pesquisas Aplicadas (CGIP)
Simone Angélica Del Ducca Barbedo - Divisão de Biblioteca (DIBIB)

BIBLIOTECA DIGITAL:

Dr. Gerald Jean Francis Banon
Clayton Martins Pereira - Divisão de Biblioteca (DIBIB)

REVISÃO E NORMALIZAÇÃO DOCUMENTÁRIA:

Simone Angélica Del Ducca Barbedo - Divisão de Biblioteca (DIBIB)
André Luis Dias Fernandes - Divisão de Biblioteca (DIBIB)

EDITORAÇÃO ELETRÔNICA:

Ivone Martins - Divisão de Biblioteca (DIBIB)
André Luis Dias Fernandes - Divisão de Biblioteca (DIBIB)



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA, TECNOLOGIA E INOVAÇÕES
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

sid.inpe.br/mtc-m21d/2022/11.11.14.33-TDI

SIMULAÇÃO NUMÉRICA DA COMBUSTÃO DE SPRAYS DE ETANOL E OXIGÊNIO LÍQUIDO

Erykson Marconny da Silva Costa

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Combustão e Propulsão, orientada pelos Drs. Fernando de Souza Costa, e Márcio Teixeira de Mendonça, aprovada em 16 de setembro de 2022.

URL do documento original:

<<http://urlib.net/8JMKD3MGP3W34T/4822CC2>>

INPE
São José dos Campos
2022

Dados Internacionais de Catalogação na Publicação (CIP)

Costa, Erykson Marconny da Silva.

C823s Simulação numérica da combustão de sprays de etanol e oxigênio líquido / Erykson Marconny da Silva Costa. – São José dos Campos : INPE, 2022.

xxvi + 91 p. ; (sid.inpe.br/mtc-m21d/2022/11.11.14.33-TDI)

Dissertação (Mestrado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Combustão e Propulsão) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2022.

Orientadores : Drs. Fernando de Souza Costa, e Márcio Teixeira de Mendonça.

1. Escoamento reativo multifásico. 2. Etanol. 3. Oxigênio líquido. 4. Modelo numérico. 5. Sprays. I.Título.

CDU 544.452:547.262



Esta obra foi licenciada sob uma Licença [Creative Commons Atribuição-NãoComercial 3.0 Não Adaptada](https://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/).

This work is licensed under a [Creative Commons Attribution-NonCommercial 3.0 Unported License](https://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/).

MINISTÉRIO DA
CIÊNCIA, TECNOLOGIA
E INOVAÇÕES

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS
Secretaria de Pós-Graduação - SEPGR

**DEFESA FINAL DE DISSERTAÇÃO ERYKSON MARCONNY DA SILVA COSTA,
BANCA Nº 187/2022, REGISTRO 577302/2019.**

No dia 16 de setembro de 2022, às 14 horas, por teleconferência, o(a) aluno(a) mencionado(a) acima defendeu seu trabalho final (apresentação oral seguida de arguição) perante uma Banca Examinadora, cujos membros estão listados abaixo. O(A) aluno(a) foi APROVADO(A) pela Banca Examinadora, por unanimidade, em cumprimento ao requisito exigido para obtenção do Título de Mestre em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Combustão e Propulsão. O trabalho precisa da incorporação das correções sugeridas pela Banca e revisão final pelo(s) orientador(es).

Novo Título: “Simulação Numérica da Combustão de Sprays de Etanol e Oxigênio Líquido”.

Membros da Banca:

Dr. Fernando de Souza Costa – Presidente/Orientador - INPE
Dr. Márcio Teixeira de Mendonça – Orientador - INPE
Dr. Rodrigo Intini Marques – Membro Interno – INPE
Dr. César Addis Valverde Salvador – Membro Externo – UFSM
Dr. Gustavo Alexandre Achilles Fischer – Membro Externo – Arcelor Mittal



Documento assinado eletronicamente por **Rodrigo Intini Marques, Pesquisador**, em 19/09/2022, às 16:51 (horário oficial de Brasília), com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



Documento assinado eletronicamente por **Cesar addis valverde salvador (E), Usuário Externo**, em 20/09/2022, às 13:38 (horário oficial de Brasília), com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



Documento assinado eletronicamente por **Fernando de Souza Costa, Pesquisador**, em 20/09/2022, às 13:50 (horário oficial de Brasília), com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



Documento assinado eletronicamente por **Gustavo Alexandre achilles fischer (E), Usuário Externo**, em 20/09/2022, às 18:52 (horário oficial de Brasília), com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



Documento assinado eletronicamente por **Márcio Teixeira de mendONÇA (E), Usuário Externo**, em 21/09/2022, às 10:58 (horário oficial de Brasília), com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



A autenticidade deste documento pode ser conferida no site <https://sei.mcti.gov.br/verifica.html>, informando o código verificador **10438316** e o código CRC **BDE41835**.

Referência: Processo nº 01340.004900/2022-51

SEI nº 10438316

*“É isso aí, você não pode parar
Esperar o tempo ruim vir te abraçar,
Acreditar que sonhar sempre é preciso
É o que mantém os irmãos vivos”.*

Racionais Mc's

Aos maiores gigantes da minha história,
mãe e pai, se pude enxergar mais longe
é por que estava apoiado em seus ombros.

E à minha querida Ana Patrícia.

AGRADECIMENTOS

Primeiramente, agradeço a Deus, o Senhor foi meu apoio e proteção em cada momento deste trabalho. Ainda que eu passe pelos vales das sombras o Senhor me guardará.

Aos meus orientadores Dr. Fernando de Souza Costa e Dr. Márcio de Teixeira Mendonça, a quem tenho profundo respeito e admiração, agradeço pela orientação e também pela compreensão em tempos difíceis. Agradeço também por mostrarem a verdadeira essência de ser professor orientador.

Ao professor Cesar Valverde pela paciência e explicações ao longo desse trabalho. Agradeço também pela disponibilidade para as reuniões.

Ao governo brasileiro por meio do Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico (CNPq) pela bolsa concedida.

Aos membros da banca examinadora pela disposição em analisar este trabalho.

Aos meus pais, pois são os gigantes da minha vida. Especialmente a minha mãe por ser a guerreira mais forte que já conheci, e ao meu pai por se emocionar e torcer a cada conquista.

A Ana Patrícia por me incentivar a buscar meus sonhos e me ajudar na busca deles. Aos meus amigos de São Luís por me incentivarem e se espelharem em meu esforço.

Aos diversos amigos que fiz em São Paulo por me incentivarem e pelos momentos eternizados entre eles: Bruno Costa, Gabriel Milhomem, Gilvani Carvalho, Isabella Talamoni, Lorena Martina, Jaime António, João Pedro Nobre, Dayanis Borges, Manuel António, Paulo (por seus conselhos), Rafael Biachini, Diogo Leon.

RESUMO

Propelentes de menor toxicidade e de menor impacto ambiental, os denominados propelentes verdes, estão sendo estudados para substituir os propelentes convencionais. O projeto de câmaras de combustão de propulsores espaciais requer o conhecimento da distância necessária para a combustão completa dos propelentes. Este trabalho apresenta simulações numéricas do escoamento reativo de sprays de etanol e oxigênio líquido em câmaras de combustão de propulsores espaciais, em pressões subcríticas, empregando-se um modelo numérico 1D em regime permanente. Considera-se que o processo seja controlado pela vaporização das gotas, tendo em conta que a reação química é um processo mais rápido que a vaporização. São avaliados os efeitos de diversos parâmetros como pressões na câmara, razões de equivalência, diâmetros médios de gotas, distribuições de diâmetros de gotas, uniformidade do spray e dilatação térmica das gotas sobre os comprimentos de vaporização completa do spray de combustível e oxidante. Verifica-se que o comprimento de vaporização diminui com o aumento da pressão da câmara, aumenta com a elevação do diâmetro médio das gotas, e diminui com o aumento da uniformidade do spray, para um dado diâmetro médio de gotas. Observa-se também que a dilatação das gotas aumenta a distância de vaporização das gotas, devido à redução da temperatura do gás. Um estudo da câmara de combustão do propulsor MLE5K-S1a do projeto Perseus foi também realizado, identificando-se tamanhos de gotas e distribuições de gotas adequados para combustão completa na câmara. Foram determinadas as velocidades das gotas, temperaturas das gotas e dos produtos gasosos, números de Mach, razão de calores específicos e as temperaturas das superfícies interna e externa da câmara.

Palavras-chave: Escoamento reativo multifásico. Etanol. Oxigênio líquido. Modelo numérico. Sprays.

NUMERICAL SIMULATION OF SPRAY COMBUSTION OF ETHANOL AND LIQUID OXYGEN

ABSTRACT

Propellants with lower toxicity and less environmental impact, the so-called green propellants, are being studied to replace conventional propellants. The design of space thruster combustion chambers requires knowledge of the distance required for complete combustion of the propellants. This work presents numerical simulations of the reactive flow of ethanol and liquid oxygen sprays in combustion chambers of space thrusters, at subcritical pressures, using a 1D numerical model in steady state. The process is considered to be controlled by the vaporization of the droplets, taking into account that the chemical reaction is a faster process than vaporization. The effects of several parameters such as chamber pressures, equivalence ratios, mean droplet diameters, droplet diameter distributions, spray uniformity and droplet thermal expansion on the complete vaporization lengths of the fuel and oxidant spray are evaluated. It is verified that the vaporization length decreases with increasing chamber pressure, increases with increasing droplet mean diameter, and decreases with increasing spray uniformity, for a given droplet mean diameter. It is also observed that the dilation of the drops increases the vaporization distance of the drops, due to the reduction of the gas temperature. A study of the combustion chamber of the MLE5K-S1a thruster of the Perseus project was also carried out, identifying suitable droplet sizes and droplet distributions for complete combustion in the chamber. Droplet velocities, droplet and gaseous product temperatures, Mach numbers, specific heat ratios and the temperatures of the inner and outer surfaces of the chamber were determined.

Keywords: Multiphase reactive flow. Ethanol. Liquid oxygen. Numerical model. Sprays.

LISTA DE FIGURAS

	<u>Pág.</u>
Figura 1.1 – O propulsor L75.....	9
Figura 1.2 – Vista em corte do propulsor MLE5K-S1a.	11
Figura 2.1 – Esquema do escoamento na câmara de combustão.	13
Figura 2.2 – Esquema das trocas de calor entre uma gota e o meio circundante.....	18
Figura 2.3 – Esquema da troca de calor entre os gases e a parede da câmara....	23
Figura 2.4 – Balanço de massa em um volume de controle de espessura infinitesimal.....	25
Figura 2.5 – Esquema do balanço de energia no volume de controle.....	27
Figura 2.6 – Esquematização do balanço de quantidade de movimento na câmara de	29
Figura 2.7 – Esquematização de Velocidade Relativa entre Gota e Gás Circundante.....	30
Figura 2.8 – Domínio computacional usado nas simulações.	34
Figura 3.1 – Variação da distância de vaporização em função do número de parcelas de gotas, para $P_c = 40$ atm.	37
Figura 3.2 – Porcentagens em volume para modelo com 4 parcelas.....	38
Figura 3.3 – Porcentagens em volume para modelo com 6 parcelas.....	39
Figura 3.4 – Porcentagens em volume para modelo com 8 parcelas.....	40
Figura 3.5 – Diâmetro adimensional das gotas versus distância para modelo numérico com 4 parcelas de gotas. F = combustível, O = oxidante.	41
Figura 3.6 – Diâmetro adimensional das gotas versus distância para modelo numérico com 6 parcelas de gotas. F = combustível, O = oxidante.	42
Figura 3.7 – Diâmetro adimensional das gotas versus distância para modelo numérico com 8 parcelas de gotas. F = combustível, O = oxidante.	42
Figura 3.8 – Distância de vaporização completa para diferentes números de parcelas de gotas e diferentes pressões.	44

Figura 3.9 – Efeitos da pressão na câmara sobre as entalpias de vaporização considerando o modelo com uma parcela de gotas.	46
Figura 3.10 – Porcentagens das áreas de líquido e de gás considerando o modelo com uma parcela de gotas para pressões na câmara de 20 e 40 atm.....	48
Figura 3.11 – Temperaturas do líquido e do gás para pressões na câmara de 20, 30 e 40 atm, respectivamente.	49
Figura 3.12 – Distância de vaporização das gotas versus razão de equivalência para diferentes pressões na câmara.	52
Figura 3.13 – Distância de vaporização completa das gotas para vários diâmetros médios de Sauter e diferentes constantes; de uniformidade do spray..	54
Figura 3.14 – Influência do SMD sobre as percentagens de volume das gotas considerando 5 parcelas de gotas e $q = 2.5$	55
Figura 3.15 – Porcentagens em volume para 5 parcelas das gotas, SMD = 30 μm para diversos valores de q	57
Figura 3.16 – Distâncias de vaporização das gotas com e sem dilatação térmica, para diferentes pressões na câmara.	60
Figura 3.17 – Efeito da dilatação das gotas sobre o diâmetro adimensional para 5 parcelas de gotas de combustível e 5 parcelas de gotas de oxidante.	61
Figura 3.18 – Taxas de vaporização das gotas com e sem dilatação térmica, para 5 parcelas de gotas de oxidante e 5 parcelas de gotas de combustível. .	62
Figura 3.19 – Efeito do número de parcelas de gotas sobre o comprimento de vaporização completa para simulação do escoamento reativo no propulsor MLE5K-S1a.	64
Figura 3.20 – Perfis de temperatura do gás e da razão de equivalência ao longo da câmara do propulsor MLE5K-S1a.	67
Figura 3.21 – Temperaturas das gotas dos propelentes ao longo da câmara de combustão do propulsor MLE5K-S1a.....	67
Figura 3.23 – Velocidade relativa entre gás e as gotas ao longo da câmara de combustão do propulsor MLE5K-S1a.....	68

Figura 3.24– Números de Mach e coeficientes politrópicos ao longo da câmara de combustão do propulsor MLE5K-S1a.....	69
Figura 3.25 – Temperaturas das superfícies externa e interna da parede da câmara de combustão para o propulsor MLE5K-S1a.....	69

LISTA DE TABELAS

	<u>Pág.</u>
Tabela 1.1 – Potenciais Propelentes Verdes.....	3
Tabela 1.2- Características do motor L75.	10
Tabela 1.3- Características do propulsor MLE5K-S1a.	11
Tabela 3.1- Parâmetros para análise da influência do número de parcelas.....	37
Tabela 3.2- Parâmetros para análise da influência do número de parcelas de gotas e da pressão da câmara.	43
Tabela 3.3 - Parâmetros para análise da influência da razão de equivalência sobre a distância de vaporização das gotas.....	51
Tabela 3.4 - Parâmetros para análise da influência do diâmetro médio de Sauter sobre a distância de vaporização completa das gotas.....	53
Tabela 3.5- Parâmetros para análise da influência da dilatação das gotas sobre a distância de vaporização completa.	59
Tabela 3.6 - Parâmetros para análise do propulsor MLE5K-S1a.	63
Tabela B.1 – Constantes das equações das propriedades do oxigênio.....	91

LISTA DE SIGLAS E ABREVIATURAS

ADN	Dinitramida de Amônio
EILs	Líquidos Iônicos Energéticos
GPIM	Missão de Infusão de Propelente Verde
GRASP	Propulsão Espacial Verde Avançada
HAN	Nitrato de Hidroxilamônio
HNF	Nitroformato de Hidrazínio
HPAS	Soluções Aquosas de Peróxido de Hidrogênio
HPGP	Propulsão Verde de Alto Desempenho
MMH	Mono metil hidrazina
PRISMA	Instrumentos de Pesquisa de Protótipos e Avanços da Tecnologia de Missões Espaciais
UDMH	Dimetil-Hidrazina Assimétrica

LISTA DE SÍMBOLOS

- Q - fração do volume do spray
- D - diâmetro da gota
- X - diâmetro representativo do spray.
- q - parâmetro que indica a uniformidade do spray
- Φ_p - razão de equivalência parcial ou pré-misturada
- f_p - razão de mistura parcial
- f_s - razão de mistura estequiométrica
- $\dot{m}_{F,g,0}$ - vazão mássica de combustível gasoso
- $\dot{m}_{Ox,g,0}$ - vazão mássica de oxidante gasoso
- \dot{Q}_{rad} - é o calor transferido por radiação dos gases quentes para a gota,
- \dot{Q}_{cov} - é o calor tempo transferido por convecção dos gases quentes para a gota
- \dot{Q}_l - é calor utilizado para o aquecimento da gota
- \dot{Q}_v - é o calor por unidade de tempo usado para a vaporização da gota.
- ε_g - emissividade do gás
- σ - constante de Stefan-Boltzmann
- A_{got} - área superficial de uma gota
- T_g - temperatura do gás
- T_l - temperatura da superfície da gota
- h - coeficiente de convecção
- m_{got} - massa de uma gota
- C_{pl} - calor específico do líquido
- \dot{m}_v - taxa de vaporização do líquido
- h_{fg} - entalpia de vaporização
- n - número de moles

- K - constante de equilíbrio da reação
- T_p - temperatura da parede.
- \dot{m}_l - vazão mássica de líquido
- \dot{N} - número de gotas entrando no volume de controle por unidade de tempo
- m_{gt} - média da massa das gotas
- D_c - diâmetro da câmara
- P_{inj} - Pressão de injeção
- γ - coeficiente politrópico
- M - número de Mach
- A_c - área da câmara de combustão
- v - velocidade
- C_D - coeficiente de arrasto
- t_e - tempo de evaporação

SUMÁRIO

	<u>Pág.</u>
1 INTRODUÇÃO.....	1
1.1 Propelentes verdes.....	3
1.2 Monopropelentes verdes.....	4
1.2.1 Monopropelentes líquidos de NO _x	5
1.2.2 Líquidos Iônicos Energéticos (EILs).....	5
1.3 Bipropelentes verdes.....	7
1.3.1 Motor L75.....	9
1.3.2 Projeto Perseus.....	10
1.4 Objetivos da dissertação.....	12
1.4.1 Objetivos específicos.....	12
2 METODOLOGIA.....	13
2.1 Modelo matemático.....	13
2.2 Descrição e hipóteses do modelo.....	14
2.2.1 Injeção de reagentes na câmara.....	15
2.2.2 Vaporização instantânea dos reagentes.....	17
2.2.3 Vaporização das gotas.....	18
2.2.4 Reação química.....	20
2.2.5 Troca de calor do gás com a parede do combustor.....	22
2.2.5.1 Transferência de calor por radiação para a parede.....	22
2.2.5.2 Transferência de calor por convecção para a parede.....	23
2.2.5.3 Temperatura da parede da câmara de combustão.....	23
2.3 Equações de balanço para a câmara de combustão.....	24
2.3.1 Balanço da massa.....	24
2.3.2 Variação do diâmetro da gota.....	26
2.3.3 Balanço de energia.....	27
2.3.4 Balanço da quantidade de movimento.....	29
2.3.5 Balanço da quantidade de movimento das gotas.....	30
2.4 Propelentes líquidos.....	32

2.4.1	Etanol.....	32
2.4.2	Oxigênio líquido	33
2.5	Código numérico.....	33
2.6	Domínio computacional	33
2.7	Condições iniciais	34
3	RESULTADOS E DISCUSSÕES.....	36
3.1	Influência do número de parcelas de gotas	36
3.2	Influências da pressão da câmara de combustão e do número de parcelas de gotas	43
3.3	Influência da razão de equivalência.....	51
3.4	Influência do diâmetro médio de Sauter	53
3.5	Influência da dilatação da gota	58
3.6	Propulsor do projeto Perseus	63
3.7	Comprimento útil da câmara de combustão	70
4	CONCLUSÕES E SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS	82
	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	84
	APÊNDICE A – EQUAÇÕES DAS PROPRIEDADES DO ETANOL.....	88
	APÊNDICE B - EQUAÇÕES DAS PROPRIEDADES DO OXIGÊNIO	90

1 INTRODUÇÃO

Os sistemas de propulsão química espacial convertem a energia armazenada nas ligações químicas das moléculas dos propelentes em energia cinética dos gases de exaustão, produzindo o empuxo necessário para alterar o estado de movimento ou de repouso de um veículo espacial.

Os propulsores a propelentes líquidos podem ser classificados em monopropelentes, com a utilização de um só propelente, ou em bipropelentes, com o emprego de um par propelente (combustível + oxidante).

A escolha do par combustível-oxidante e de sua razão de mistura é primordial para que energia suficiente seja disponibilizada para proporcionar uma alta velocidade de exaustão e gerar o empuxo necessário e, em consequência, garantir a realização bem sucedida da missão espacial.

Os propelentes podem ser classificados sob diferentes aspectos. De acordo com seu estado físico, são denominados de sólidos, líquidos, gasosos, gelificados, emulsões, lamas e outros. Podem ser categorizados como propelentes híbridos quando se usam combustível e oxidante em estados físicos diferentes. Podem ser classificados também em propelentes armazenáveis ou criogênicos ou em convencionais ou verdes (“green” em inglês).

Propelentes verdes são aqueles que apresentam um grau reduzido de toxicidade e baixo impacto ambiental em comparação aos propelentes convencionais armazenáveis (hidrazinas, tetróxido de nitrogênio e outros).

A aplicação e o desenvolvimento dos propelentes verdes tem aumentado nas últimas décadas, tendo em vista a busca por reduções de custos, de riscos de armazenamento e operação, de impacto ambiental e de prejuízos à saúde humana.

Vários centros de pesquisas estão voltados para o desenvolvimento e caracterização dos propelentes verdes. O projeto GRASP (*Green Advanced Space Propulsion*) tem por objetivo selecionar e caracterizar propelentes verdes tornando-os competitivos em relação ao custo/desempenho em

comparação aos propelentes à base de hidrazina (MMH, UDMH e hidrazina monopropelente) que são tóxicos e prejudiciais ao meio ambiente (EC, 2022).

A NASA, em 25 de junho de 2019, lançou em órbita baixa da Terra o satélite GPIM (*Green Propellant Infusion Mission*) que utiliza o propelente verde AF-M315E. O propelente fornece um impulso específico (impulso por quantidade de combustível consumido) maior que o fornecido pela hidrazina, com um menor nível de toxicidade, melhorando assim o manuseio e armazenamento. A hidrazina necessita de energia de um aquecedor para evitar o seu congelamento nas linhas de alimentação, enquanto o propelente AF-M315E não congela sob as mesmas condições (NASA, 2022).

A missão PRISMA (*Prototype Research Instruments and Space Mission Technology Advancement*), liderada pela Suécia, tem como objetivo a implementação de novas tecnologias de propulsão para manutenção de órbita. A Propulsão Verde de Alto Desempenho (HPGP) que está em desenvolvimento pela missão Prisma, oferece uma alternativa à utilização da hidrazina através do monopropelente líquido LMP-103S. As pesquisas realizadas com o propelente LMP-103S mostraram que ele é superior ou tem eficiência similar à hidrazina (GILL; D'AMICO, 2022).

A hidrazina (N_2H_4) é amplamente utilizada em propulsão de satélites. A hidrazina é tóxica e incolor, sendo, em geral, utilizada como monopropelente. A toxicidade da hidrazina causa elevado custo de manuseio, armazenamento e segurança. O MMH e o UDMH são derivados da hidrazina e são empregados em sistemas bipropelentes. A hidrazina, o MMH e o UDMH apresentam uma elevada toxicidade, podendo ocasionar lesão dos tecidos moles, lesão pulmonar, convulsões, coma e morte (NGUYEN et al., 2021).

A indústria aeroespacial busca alternativas para substituição dos propelentes tóxicos e poluentes usados atualmente. Os propelentes verdes proporcionam maior segurança nas operações, menos resíduos poluentes e redução de custos, devido à não necessidade de condições especiais de segurança para o armazenamento e transporte. A pesquisa nesse campo tem se mostrado

promissora e a lista de propelentes verdes competitivos com a hidrazina aumenta a cada dia (MAYER; WIELING, 2018).

1.1 Propelentes verdes

A União Europeia apresentou uma lista de candidatos a propelentes verdes no âmbito do projeto “Green Advanced Space Propulsion” (GRASP). A Tabela 1 apresenta a lista dos propelentes verdes propostos pela GRASP (EC, 2022).

Tabela 1.1 – Potenciais Propelentes Verdes.

Anilina	Heptano	Peróxido de hidrogênio
3-3'-Diaminopropilamina	Propino	1,5-Hexadiino
nitrato de etilamônio	Trietilamina	Líquidos Iônicos (ADN,HAN,HNF)
Óxido de etileno	Dietilenotriamina	Iso-octano
Etilnitrato	1,3-Diaminopropano	Álcool isopropílico
Álcool Furfurílico	1,2-Diaminociclohexano	Querosene
Monometilamina	Etano	Metano
Tetranitrometano	Ciclopropano	Metanol
Trimetilalumínio	Éter etilmetílico	Nitrato de metilamônio
2,4-Xilidina	Dibutiléter	Óxido nitroso
Polinitrogênios (por exemplo, N3)	propadieno	N-propilnitrato
2,5-Dimetiltetrazol	Etanolamina	Octano
Alil-dipropenilamina	Acetaldeído	Oxigênio (LOX)
JP-1	Amônia	Pentano
JP-3	Nitrato de amônio	PMMA
RJ-5	Butano	Polietileno
AFRL4	Éter dietilenglicoldimetílico	Propano
Tri-prop-2-inil-amina	Éter dimetil	Propilamina
Biciclopropilideno	d-Limoneno	Propileter
3-Prop-2-iniloxi-propino	DMAZ (e CINCH)	Propileno
Tris(azidometil)amina	Dimetilamina	Silanos
C-stoff	Etanol	Tetrahidrofurano
óxidos mistos de nitrogênio	Etileno	Tetrametiletilenodiamina
Nitrometano	Etilenodiamina	Tolueno
Nitroglicerina	HTPB	Trietilalumínio
Propano	JP-10	Terebintina

Fonte: EC GRASP (2022).

A seguir apresenta-se uma breve revisão sobre monopropelentes e bipropelentes verdes.

1.2 Monopropelentes verdes

Gohardani et al. (2014) e Nosseir et al. (2021) declararam que os monopropelentes que mais se destacaram para a substituição da hidrazina nos últimos anos foram as soluções aquosas de peróxido de hidrogênio (HPAS), monopropelentes líquidos de NOx e líquidos iônicos energéticos (EILs).

Pasini et al. (2015) realizaram experimentos em um protótipo de monopropulsor de 1 N de empuxo utilizando uma solução aquosa de peróxido de hidrogênio a 98%, com o objetivo de melhorar o tempo de resposta e a vida útil do catalisador. Eles observaram que não houve uma queda significativa de pressão ao longo do catalisador, nem redução do tempo de resposta do catalisador. Os catalisadores SD99 obtiveram uma eficiência de velocidade característica maior que 80% e uma eficiência de temperatura maior que 70%.

Krejci et al.(2012) desenvolveram um método numérico de fluxo térmico unidimensional incluindo um modelo de decomposição de peróxido de hidrogênio concentrado a 87,5% em massa. O modelo produzido foi validado por dados experimentais. Verificou-se um gradiente radial de temperatura dos produtos de decomposição a jusante do catalisador, com temperaturas mais baixas na periferia do que no centro do catalisador. Os autores observaram que as medições de temperatura no centro do catalisador levavam a uma superestimativa da eficiência devido à existência do gradiente de temperatura.

Rhodes e Ronney (2019) construíram um protótipo de propulsor monopropelente movido a vapor de peróxido de hidrogênio para aplicações de baixo empuxo da ordem de alguns milinewtons e um impulso específico de cerca de 200 s. O protótipo provou que o conceito é implementável e que a reação rápida se inicia quando a concentração de vapor de peróxido de hidrogênio que chega ao leito do catalisador excede a concentração de vapor de água.

Pasini et al. (2010) utilizaram o catalisador LR-III-106 para a decomposição de peróxido de hidrogênio. O LR-III-106 foi capaz de decompor uma massa de até 13 kg de uma solução de peróxido a 90% em massa. A pesquisa realizada com

um fluxo mássico de $55 \text{ kg/m}^2\text{s}$ apresentou uma eficiência de velocidade característica de 95%, obtendo um tempo transiente de partida de 1s.

1.2.1 Monopropelentes líquidos de NOx

Misturas de óxido nitroso (N_2O) e combustíveis comportam-se como um “monopropelente” verde. Essas misturas apresentam alto desempenho, baixa toxicidade, fácil ignição e baixo custo. As misturas óxido nitroso-combustível ainda apresentam poucas informações sobre suas propriedades explosivas.

Werling et al. (2017) analisaram o propelente verde formado pela mistura gasosa de óxido de nitrogênio (N_2O) e etileno (C_2H_4). Foram obtidos resultados de até 95% de eficiência de combustão com uma razão de mistura de 6,7, comprimento de chama de 0,56 metros e velocidade de exaustão de 1550 m/s. Os pesquisadores observaram a correlação da diminuição do comprimento da chama com o aumento da velocidade de exaustão, atribuíram essa relação à diminuição da superfície da câmara e, conseqüentemente, à troca de calor.

Wallbank et al. (2004) desenvolveram um catalisador para propelente de óxido nitroso formado de óxido metálico composto de nitrogênio, zircônio e cobalto. Os autores ressaltaram a toxicidade do óxido nitroso devida à exposição prolongada. Dentre os efeitos observados estão tontura, náusea e eventual inconsciência.

Mungas e Vozoff (2012) descrevem as características e aplicações do propelente verde NOFBX™. O NOFBX™ apresenta desempenho equiparado ao do par hipergólico NTO/MMH sem apresentar sua toxicidade. Entre suas características o NOFBX™ apresenta alto impulso específico de 325 segundos com uma razão de expansão de 100:1.

1.2.2 Líquidos iônicos Energéticos (EILs).

Os monopropelentes iônicos são combustíveis iônicos adicionados a sais oxidantes dissolvidos em soluções aquosas para reduzir a temperatura de chama adiabática. Os principais monopropelentes iônicos são:

- HNF (nitroformato de hidrazínio);

- HAN (nitrato de hidroxilamônio);
- ADN(dinitramida de amônio);

Marée et al. (2004) apresentaram misturas HNF monopropelentes com desempenho de 5 a 10% superior ao da hidrazina. Marée et al. (2004) produziram os monopropelentes APML 21 e 22 que apresentam temperatura de armazenamento de 0° e 10° C, respectivamente. Os propelentes APML 21 e 22 apresentam impulsos específicos de 239 s e 250 s, respectivamente. Os monopropelentes apresentam elevada densidade e baixa toxicidade quando inalados e em contato com a pele.

Meinhardt et al. (1998) realizaram testes em um propulsor movido a HAN, ressaltando a facilidade de manusear o propelente não tóxico. Os propulsores experimentados eram construídos do mesmo material usado em propulsores monopropelentes de hidrazina, porém os catalisadores usados eram diferentes. Meinhardt et al. (1998) observaram que para os modos de operação estacionário e pulsado o HAN demonstrou ignição confiável e combustão limpa.

Mittendorf et al. (1997) apresentaram uma análise teórica e experimental sobre o propelente LPXM46 (solução contendo em peso 60,8% HAN, 19,2% TEAN e 20,0% de água). Os resultados LPXM46 mostraram que ele pode servir como um substituto não tóxico para a hidrazina, sendo possível a utilização de um catalisador para início da combustão para baixas vazões e baixas pressões da câmara.

Anflo et al. (2002) realizaram pesquisas experimentais de disparos em pequenos motores foguetes movidos a ADN. O motor foguete de 1 N de empuxo apresentou impulso específico de 240 segundos. Anflo et al. (2002) observaram a necessidade de pré-aquecimento do motor em 300° C, quando comparado com motores movidos a hidrazina esse pré-aquecimento representa uma desvantagem, pois motores de hidrazina não necessitam de pré-aquecimento, porém os autores ressaltam o baixo custo associado ao manuseio e armazenamento do ADN quando comparado à hidrazina.

Wilhelm et al. (2019) realizaram testes experimentais de ignição em monopropelentes líquidos a base de ADN, os monopropelentes usados foram o LMP103S (composto por 63% de ADN, 14% de água, 18,4% de metanol e 4,6% de amônia, porcentagem em massa) e o FLP-106 (composto por 64,6% de ADN, 23,9% de água e 11,5% de mono-metilformamida, porcentagem em massa). Foram utilizados dois tipos de ignição, acendedor de chama piloto e vela incandescente, a segunda forma de ignição foi mais eficiente.

1.3 Bipropelentes verdes

Os sistemas propulsivos a bipropelentes utilizam um oxidante e um combustível armazenados separadamente. Esses são injetados na câmara de combustão por meio de uma placa injetora, formando sprays que evaporam, misturam e entram em combustão, gerando gases quentes que são ejetados por uma tubeira (bocal convergente divergente), fornecendo o empuxo necessário para mover o foguete.

Os bipropelentes podem ser hipergólicos, isto é, podem reagir ao simples contato, ou podem requerer um sistema de ignição separado para iniciar a combustão.

A hidrazina e o tetróxido de nitrogênio são bipropelentes hipergólicos bastante utilizados em foguetes e satélites, porém são tóxicos e explosivos, apresentam impacto ambiental, alto risco e custos significativos em termos de segurança, armazenamento, transporte e manuseio.

A utilização de bipropelentes verdes no lugar dos bipropelentes convencionais por sua vez apresenta vantagens com relação à segurança, toxicidade e impacto ao meio ambiente, além de apresentar redução de custos e diminuição dos riscos de manuseio, armazenamento e transporte.

Mayer e Wieling (2018) analisaram diversos propelentes verdes que poderiam substituir os combustíveis a base de hidrazina e o tetróxido de nitrogênio. Foram considerados vários critérios como ponto de congelamento, desempenho da mistura estequiométrica, impulso específico maior que 90% do bipropelente base MMH/NTO (> 310 s), etc. Esses autores selecionaram como bipropelentes substitutos o peróxido de hidrogênio e o etanol, pois além de

apresentarem bons indicadores, apresentaram possibilidade de se tornarem hipergólicos quando misturados a um catalisador.

Gorakula et al. (2021) avaliaram o emprego de peróxido de hidrogênio com diversos combustíveis com ajuda do programa CEA NASA. Eles analisaram a influência da pressão da câmara e da razão O/F na temperatura da chama e no impulso específico. Gorakula et al. (2021) observaram que a concentração de peróxido de hidrogênio tem uma forte influência no impulso específico e efeitos na composição química dos produtos.

Pasini et al. (2015) avaliaram o desempenho de um protótipo de motor foguete bipropelente de peróxido de hidrogênio e propino. O peróxido de hidrogênio era inicialmente decomposto em um leito catalítico e depois injetado junto com o propino na câmara de combustão. Esses autores obtiveram um impulso específico de 230 s ao nível do mar e de 320 s em vácuo usando uma tubeira com razão de expansão 330.

Naseem et al. (2017) analisaram o etanol gelificado queimando com o peróxido de hidrogênio a 90%, utilizando um catalisador para gerar hipergolicidade. Os autores analisaram a hipergolicidade da mistura através da medida do atraso de ignição e observaram que o atraso na ignição variava de 10 a 50 milissegundos.

Etanol e o oxigênio líquido (LOX) formaram o primeiro par bipropelente verde a alcançar o espaço, isto é, a atingir uma altitude superior a 100 km. Foi utilizado no primeiro míssil balístico de longo alcance, o foguete alemão V-2, em 1944 (CHUN, 2006).

O XR4A3 é um motor mais moderno que utiliza etanol/LOX, com empuxo de 1780 N, alimentado por pressão e com resfriamento regenerativo. A partir de 2001 o motor XR4A3 foi utilizado no foguete EZ-Rocket, obtendo sucesso em 15 voos (WADE, 2022).

A seguir são descritos o propulsor L75 a Etanol/LOX, desenvolvido como terceiro estágio do veículo lançador de satélites brasileiro (VLS), e o projeto europeu Perseus que visa desenvolver um foguete lançador empregando um propulsor a Etanol/LOX.

1.3.1 Motor L75

O L75 surgiu da cooperação entre a Agência Espacial Brasileira e o Centro Aeroespacial Alemão em 2011. O motor é movido a oxigênio líquido e etanol com um empuxo de 75 kN operando por 400 s sob a condição de vácuo (PFÜTZENREUTER et al., 2017).

Uma fotografia do motor L75 é mostrada na Figura 1.1 e suas características são descritas na Tabela 1.1.

Figura 1.1 – O propulsor L75.



Fonte: Almeida et al (2021).

Tabela 1.2- Características do motor L75.

Empuxo no vácuo (kN)	75,0
Impulso específico em vácuo (s)	315
Vazão mássica de oxigênio líquido (kg/s)	14,10
Vazão mássica de etanol (kg/s)	8,85
Pressão da câmara (MPa)	5,85
Razão de expansão da tubeira	147

Fonte: Adaptado de Almeida et al (2021).

Pfützenreuter et al (2017) descreveram o andamento do projeto L75 e apresentaram resultados de testes dos modelos de pré-desenvolvimento da câmara de empuxo.

Araújo et al (2018) avaliaram a estabilidade de combustão do propulsor L75 enquanto Tiago et al (2018) compararam as frequências de oscilação experimentais com os resultados de um modelo analítico/numérico.

Almeida et al (2021) apresentaram a escolha das tecnologias disponíveis, o ciclo operacional e a melhor combinação de propulsores do projeto L75. Os autores descreveram também a estratégia de desenvolvimento do L75, assim como também relataram os problemas encontrados no projeto e a abordagem de soluções.

1.3.2 Projeto Perseus

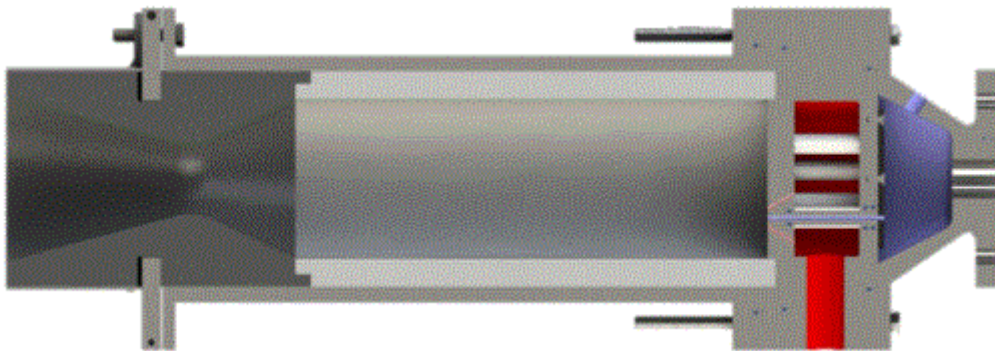
O projeto Perseus surgiu como forma de incentivo para os estudantes europeus aplicarem os conhecimentos obtidos na área de foguetes lançadores de nano-satélites. O projeto Perseus abriga o projeto Minerva que visa produzir e testar motores bipropelentes. O primeiro propulsor desenvolvido pelo projeto Minerva foi o MLE5K-S1a que utiliza etanol e oxigênio líquido, com 5 kN de empuxo.

Uma vista em corte do propulsor MLE5K-S1a pode ser observada na Figura 1.2. A sua câmara de combustão apresenta diâmetro de 12 cm e comprimento

de 35 cm. O diâmetro da garganta da tubeira é de 4,95 cm. As características principais do propulsor são descritas na Tabela 1.2.

Delpy e Oswald (2017) realizaram testes de injeção a frio no motor MLE5K-S1a e verificaram que os coeficientes de descarga para o escoamento a frio eram 6% superiores ao esperado para o etanol e 2% superiores ao esperado no caso do oxigênio líquido.

Figura 1.2 – Vista em corte do propulsor MLE5K-S1a.



Fonte: Delpy e Oswald (2017).

Tabela 1.3- Características do propulsor MLE5K-S1a.

Empuxo máximo no vácuo	5 kN
Vazão mássica total	2,04 kg/s
Temperatura de combustão	3100 K
Eficiência de combustão	0,95
Pressão na câmara	20 bar
Tempo de combustão	20 s
Impulso específico ao nível do mar	260 s
Razão de mistura	1,4

Fonte: Collard (2022).

1.4 Objetivos da dissertação

Essa dissertação visa estudar a combustão de sprays de etanol e oxigênio líquido em pressões subcríticas utilizando o modelo numérico 1D de escoamento reativo multifásico em regime permanente desenvolvido por Valverde-Salvador (2004).

1.4.1 Objetivos específicos

Os objetivos específicos da presente dissertação incluem:

Análise da influência de parâmetros do escoamento e dos sprays sobre os comprimentos de vaporização completa das gotas de combustível e oxidante, como o número de parcelas de gotas usadas para representar os sprays, pressão na câmara, razão de equivalência, diâmetros iniciais das gotas, uniformidade do spray e da dilatação das gotas.

Análise da evolução dos diâmetros, velocidades e temperaturas das gotas, temperaturas do gás, razão de equivalência e taxas de vaporização ao longo da câmara de combustão.

Avaliação do comprimento necessário para vaporização completa das gotas de LOX e etanol na câmara de combustão do propulsor do projeto PERSEUS.

2 METODOLOGIA

Este capítulo descreve o modelo matemático utilizado, os propelentes empregados, o código numérico, a malha computacional e as condições iniciais para execução do código.

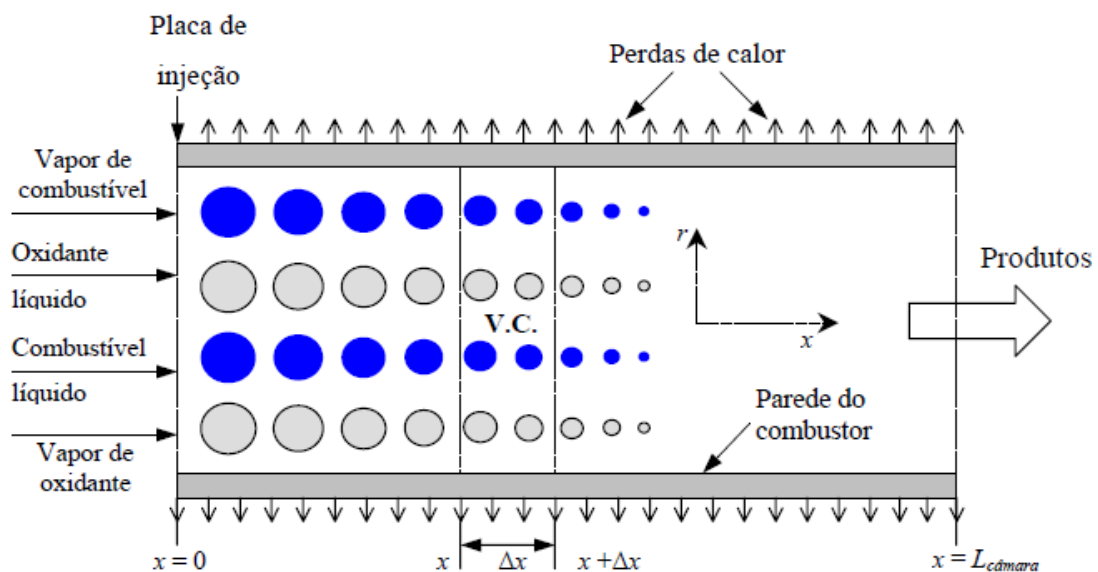
2.1 Modelo matemático

O modelo matemático utilizado neste trabalho foi desenvolvido por Valverde-Salvador (2004) para a simulação numérica da combustão de sprays bipropelentes.

Considera-se que a reação química seja bem mais rápida que a vaporização das gotas, ou seja, que os vapores de combustível e de oxidante se misturem e reajam instantaneamente. Em consequência, o processo de combustão é controlado pela vaporização das gotas.

Admite-se que o processo esteja em regime permanente e que variações das propriedades do escoamento reativo ocorram apenas ao longo do eixo longitudinal da câmara de combustão, conforme mostrado na Figura 2.1.

Figura 2.1 – Esquema do escoamento na câmara de combustão.



Fonte: Valverde-Salvador (2004).

2.2 Descrição e hipóteses do modelo

Na entrada da câmara de combustão são injetados o combustível e o oxidante líquidos através de uma placa de injeção. Esta placa gera sprays de combustível e oxidante e ajuda a promover a mistura entre os reagentes na câmara.

Considera-se que uma parcela dos reagentes sofra vaporização instantânea logo após a sua injeção na câmara de combustão, para que dessa forma exista um fluxo gasoso junto à placa de injeção, correspondente à recirculação de produtos gasosos na câmara.

As distribuições dos diâmetros das gotas de combustível e oxidante são baseadas na função de distribuição de Rosin-Rammler. Os parâmetros dessa função de distribuição são obtidos experimentalmente e são variáveis para cada tipo de injetor.

Após a injeção das gotas dos reagentes na câmara ocorre o processo de vaporização das gotas. No modelo apresentado considera-se que parte significativa da massa da gota seja vaporizada durante a fase de pré-aquecimento (CHIN; LEFEBVRE, 1985).

O processo de combustão é considerado isobárico, uma vez que as velocidades são relativamente baixas. No entanto, a temperatura e a densidade variam longitudinalmente.

A composição dos gases é calculada em cada ponto do domínio, admitindo-se um processo de equilíbrio a pressão e temperatura constantes.

São consideradas perdas de calor por radiação e convecção dos produtos de combustão para a parede da câmara e trocas de calor por radiação e convecção entre os gases e as gotas de propelentes.

As seguintes hipóteses foram então adotadas no modelo:

1. Processo em regime permanente;
2. As variações nas propriedades do escoamento ocorrem em uma única direção, ou seja, o escoamento é unidimensional;
3. Escoamento isobárico;
4. Diâmetros das gotas seguem a função de distribuição de Rosin-Rammler;
5. Combustão controlada por vaporização;
6. Não há condução de calor axial nas paredes;
7. Vaporização transiente das gotas e dilatação térmica;
8. Não são considerados os fenômenos de colisão entre gotas e/ou gota-parede;
9. Colisões, quebras e junções de gotas são desconsiderados;
10. Efeitos de massa virtual e da força de Basset não são considerados. A força de Basset deve-se a efeitos viscosos causados pelo atraso no desenvolvimento da camada limite resultante da aceleração das gotas;
11. É considerado o efeito da deformação das gotas no cálculo do arrasto.

A seguir serão descritos os fenômenos envolvidos na criação do modelo. Essa descrição é feita obedecendo à ordem em que o fenômeno ocorre no processo de queima na câmara de combustão. A ordem dos fenômenos é: injeção de reagentes na câmara, vaporização instantânea dos reagentes, vaporização das gotas, reação química, troca de calor com a parede do combustor.

2.2.1 Injeção de reagentes na câmara

A primeira etapa do modelo é a injeção dos reagentes a partir da placa de injeção. A placa transforma os volumes de combustível e oxidante líquidos em

nuvens de gotas ou “sprays”. Essas nuvens de gotas de pequeno tamanho favorecem os processos de vaporização, mistura e queima dos reagentes.

A quantidade de gotículas em um spray é, em geral, muito grande, o que torna a abordagem determinística sobre cada gota intratável, mesmo computacionalmente.

No entanto, conforme Ashgriz (2011), o processo de formação de sprays pode ser descrito de maneira estatística através de funções de distribuição dos diâmetros das gotas.

Segundo Lefebvre e McDonell (2017) propostas para caracterizar os tamanhos de gotas surgiram da falta de qualquer mecanismo fundamental e/ou modelo para descrever a distribuição do tamanho das gotas.

De acordo com Lefebvre e McDonell (2017) a função de distribuição de Rosin-Rammler é a expressão mais utilizada dentre os modelos de distribuição empíricos, sendo conhecida também como distribuição de Weibull. Mugele e Evans (1951) utilizaram esse modelo de distribuição em 1933 para caracterizar a distribuição volumétrica de partículas de carvão.

Segundo Babinsky e Sojka (2002), embora o modelo tenha suas deficiências, ele é muito aplicado na literatura devido à sua simplicidade matemática. A função de distribuição de Rosin-Rammler pode ser expressa pela equação:

$$Q = 1 - \exp \left[- \left(\frac{D}{X} \right)^q \right] \quad (2.1)$$

onde Q é a fração do volume do spray com gotas de diâmetro menor que D , sendo X e q constantes que caracterizam a distribuição de tamanho de gotas do spray.

A constante q indica a uniformidade do spray, pois quanto maior for essa constante mais uniforme é o spray, ou seja, as gotas do spray apresentam tamanhos similares. A constante X corresponde a um diâmetro representativo do spray.

O presente trabalho utiliza funções de distribuição de Rosin-Rammler para fazer a descrição dos sprays de combustível e oxidante.

2.2.2 Vaporização instantânea dos reagentes

Conforme mencionado anteriormente, a injeção de reagentes na câmara de combustão ocorre sob a forma líquida e gasosa, pois o modelo considera que parte do combustível injetado no combustor vaporiza-se instantaneamente. Esse fluxo de gás corresponde à recirculação de gases na câmara.

A vazão de gás na entrada do combustor é denominada neste trabalho como vazão parcial ou pré-misturada para cada propelente. Essas vazões são calculadas a partir do volume de cada parcela de gota dada pela função de distribuição de Rosin-Rammler. A razão de equivalência pré-misturada pode ser expressa por:

$$\Phi_P = \frac{f_p}{f_s} = \frac{\dot{m}_{F,g,0}}{\dot{m}_{Ox,g,0}} \quad (2.2)$$

onde Φ_P é a razão de equivalência parcial ou pré-misturada, f_p e f_s são as razões de mistura parcial e estequiométrica, respectivamente. A razão de mistura parcial é a razão entre a vazão mássica de combustível e a vazão mássica de oxidante entrando na câmara de combustão no estado gasoso. A razão de mistura estequiométrica é razão entre as massas de combustível e oxidante na entrada da câmara antes da pré-vaporização dos propelentes.

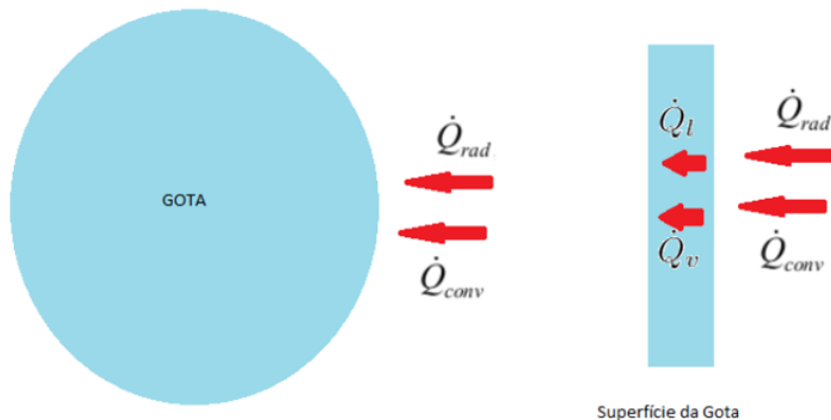
Segundo Valverde-Salvador (2004) a razão de mistura parcial não influencia significativamente a distância de vaporização completa das gotas. Em seu trabalho foram variados os valores de Φ_P , considerando um aumento da vazão do combustível gasoso na entrada da câmara e uma vazão fixa de oxidante líquido, e observou-se que a distância de vaporização permanecia aproximadamente constante para várias pressões.

2.2.3 Vaporização das gotas

A evaporação é um processo de transição entre a fase líquida e a fase gasosa, em que as moléculas vencem a força de atração molecular e escapam para o meio circundante. A temperatura e a pressão influenciam a taxa de vaporização, sendo a temperatura diretamente proporcional e a pressão inversamente proporcional à taxa de vaporização (ASHGRIZ, 2011).

A Figura 2.2 ilustra o processo de vaporização de uma gota esférica, considerando as trocas de calor por convecção e radiação com o gás circundante. Parte desse calor transferido pelos gases quentes aquece a gota até aproximadamente sua temperatura de ebulição e outra parte é usada para vaporização da gota. Segundo Borman e Ragland (1998), ocorre uma vaporização significativa durante o pré-aquecimento da gota.

Figura 2.2 – Esquema das trocas de calor entre uma gota e o meio circundante.



Fonte: Adaptado de Valverde-Salvador (2004).

Fazendo um balanço de energia em uma gota, escreve-se:

$$\dot{Q}_{rad} + \dot{Q}_{cov} = \dot{Q}_l + \dot{Q}_v \quad (2.3)$$

onde \dot{Q}_{rad} é o calor por unidade de tempo transferido por radiação dos gases quentes para a gota, \dot{Q}_{cov} é o calor por unidade de tempo transferido por convecção dos gases quentes para a gota, \dot{Q}_l é calor por unidade de tempo utilizado para o aquecimento da gota (calor sensível), e \dot{Q}_v é o calor por unidade de tempo usado para a vaporização da gota.

O calor por unidade de tempo transferido por radiação para a gota é dado pela seguinte equação:

$$\dot{Q}_{rad} = \varepsilon_g \sigma A_{got} (T_g^4 - T_l^4) \quad (2.4)$$

onde ε_g é a emissividade do gás, σ é a constante de Stefan-Boltzmann ($5.6704 \times 10^{-8} \text{ W/m}^2\text{K}^4$), A_{got} é a área superficial de uma gota, T_g é a temperatura do gás e T_l é a temperatura da superfície da gota.

O calor por unidade de tempo transferido por convecção para a gota é dado por:

$$\dot{Q}_{cov} = h A_{got} (T_g - T_l) \quad (2.5)$$

onde h é o coeficiente de convecção para o aquecimento da gota.

O calor por unidade de tempo transferido utilizado para o aquecimento da gota (calor sensível) é dado por:

$$\dot{Q}_l = m_{got} C_{pl} \frac{dT_l}{dt} \quad (2.6)$$

onde m_{got} é a massa de uma gota e C_{pl} é o calor específico do líquido e é dependente da temperatura.

O calor por unidade de tempo para a vaporização da gota é obtido de:

$$\dot{Q}_v = \dot{m}_v h_{fg} \quad (2.7)$$

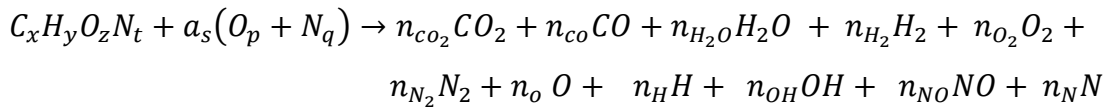
onde \dot{m}_v é a taxa de vaporização do líquido e h_{fg} é a entalpia de vaporização.

Substituindo a expressão \dot{Q}_l na Equação 2.3, obtém-se:

$$\frac{dT_l}{dx} = \frac{\dot{Q}_{rad} + \dot{Q}_{cov} - \dot{Q}_v}{m_{got} C_{pl} v_{got}} \quad (2.8)$$

2.2.4 Reação química

Após a vaporização da gota ocorre a mistura e a reação química instantaneamente. A reação química é considerada como infinitamente rápida, pois, utiliza-se a hipótese de combustão controlada pela vaporização da gota. No presente modelo considera-se um combustível tipo $C_x H_y O_z N_t$ gerando 11 produtos: CO_2 , CO , H_2O , H_2 , O_2 , N_2 , O , H , OH , NO e N . A reação química global é descrita por



O balanço de massa dos elementos participantes da reação é dado por:

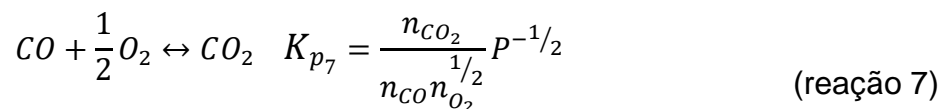
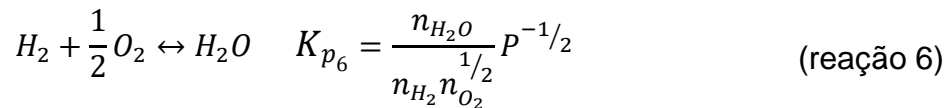
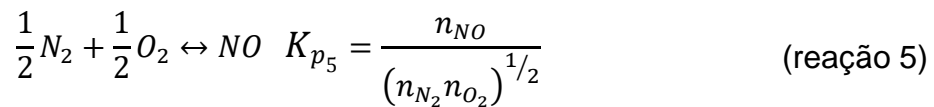
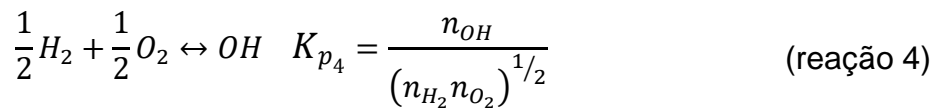
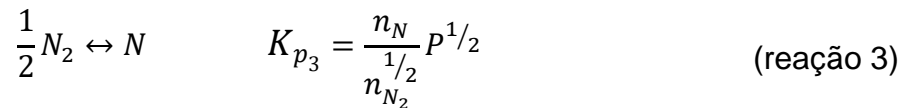
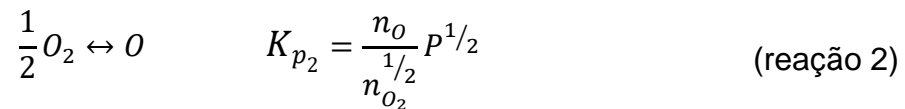
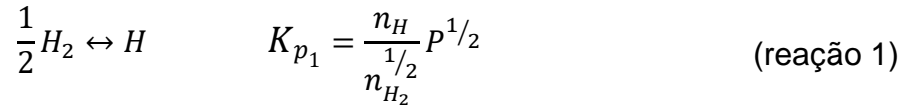
$$x = n_{CO_2} + n_{CO} \quad \text{Balanço de C}$$

$$y = 2n_{H_2O} + 2n_{H_2} + n_H + n_{OH} \quad \text{Balanço de H}$$

$$z + a_s p = 2n_{CO_2} + n_{CO} + n_{H_2O} + 2n_{O_2} + n_{OH} + n_O + n_{NO} \quad \text{Balanço de O}$$

$$t + a_s q = 2n_{N_2} + n_N \quad \text{Balanço de N}$$

Para a determinação da composição de equilíbrio, para temperatura e pressão dadas, necessitam-se de mais oito equações. São então utilizadas 7 reações de equilíbrio e a equação do número total de moles:



$$\sum_{i=1}^N n_i = n_T$$

Obtém-se um sistema de 12 equações que pode ser resolvido pelo método de Newton-Raphson e utilizando as aproximações abaixo para as condições iniciais.

Para $\phi \leq 1$

$$\begin{array}{ll}
 n_{CO_2} = x & n_{CO} = 0 \\
 n_{H_2O} = \frac{y}{2} & n_{H_2} = 0 \\
 n_{O_2} = \frac{ap(1-\Phi)}{2} & n_{N_2} = \frac{t+aq}{2}
 \end{array}$$

Para $\Phi > 1$

$$\begin{array}{ll}
 n_{CO_2} = \frac{B-D}{2A} & n_{CO} = x - n_{CO_2} \\
 n_{H_2O} = W - n_{CO_2} & n_{H_2} = \frac{y - 2(W - n_{CO_2})}{2} \\
 n_{O_2} = 0 & n_{N_2} = \frac{t+aq}{2}
 \end{array}$$

onde

$$\begin{array}{ll}
 W = z + ap - x & B = K_{P,gas\ H_2O}(x + W) + \left(\frac{y}{2} - W\right) \\
 A = K_{P,gas\ H_2O} - 1 & C = K_{P,gas\ H_2O}xW \\
 & D = \sqrt{B^2 - 4AC}
 \end{array}$$

2.2.5 Troca de calor do gás com a parede do combustor

A temperatura alcançada pela parede da câmara de combustão é um fator importante na viabilidade do combustor. Neste modelo os gases quentes da câmara de combustão transferem calor por radiação e por convecção para a parede.

2.2.5.1 Transferência de calor por radiação para a parede.

A transferência de calor por radiação do gás para a parede da câmara de combustão pode ser descrita por

$$\frac{d\dot{Q}_{rad,p}}{dx} = \varepsilon_g \sigma \pi D_c (T_g^4 - T_p^4) \quad (2.9)$$

onde T_g é a temperatura dos gases de combustão, T_p é a temperatura da parede da câmara e D_c é o diâmetro da câmara de combustão.

2.2.5.2 Transferência de calor por convecção para a parede.

A transferência de calor por convecção do gás para a parede da câmara pode ser calculada por:

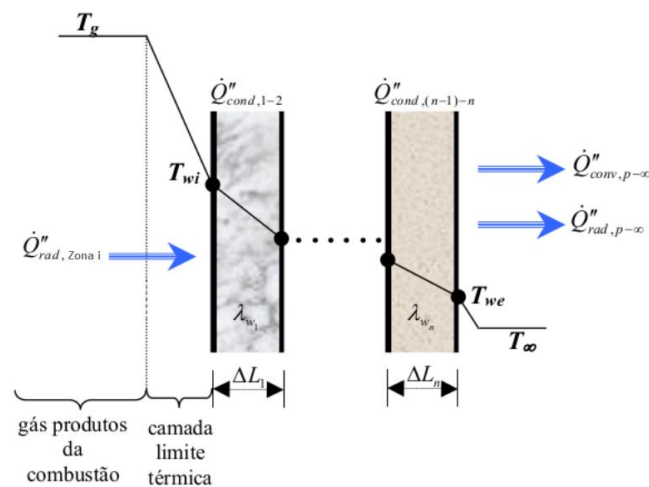
$$\frac{d\dot{Q}_{conv,p}}{dx} = h_g \pi D_c (T_g - T_p) \quad (2.10)$$

onde h_g é o coeficiente de convecção dos gases de combustão.

2.2.5.3 Temperatura da parede da câmara de combustão

Os gases da combustão transferem calor para a parede da câmara de combustão sob duas formas: radiação e convecção. Esse calor transferido é responsável pelo aumento da temperatura da parede do combustor, que transfere calor para as diversas camadas da parede por condução. A Figura 2.3 mostra um esquema do processo de troca de calor na parede da câmara.

Figura 2.3 – Esquema da troca de calor entre os gases e a parede da câmara.



Fonte: Valverde-Salvador (2004).

Fazendo-se um balanço de energia na parede da câmara, tem-se:

$$\dot{Q}''_{rad,i} = \dot{Q}''_{cond} \quad (2.11)$$

onde $\dot{Q}''_{rad,i}$ é o calor transferido por radiação do gás para a face interna da parede do combustor e \dot{Q}''_{cond} é o calor transferido por condução através da parede. O calor transferido por radiação pode ser escrito da seguinte forma:

$$\dot{Q}''_{rad,i} = \varepsilon_g \sigma \pi D_c (T_g^4 - T_p^4)$$

$$\dot{Q}''_{cond} = \frac{\lambda_p}{\Delta L_1} (T_p - T_1)$$

de modo que

$$\varepsilon_g \sigma \pi D_c (T_g^4 - T_p^4) = \frac{\lambda_p}{\Delta L_1} (T_p - T_1) \quad (2.12)$$

onde a temperatura da face interna da parede da câmara é $T_p = T_{w,i}$ e T_1 é a temperatura externa da primeira camada da parede a qual é dividida em várias camadas.

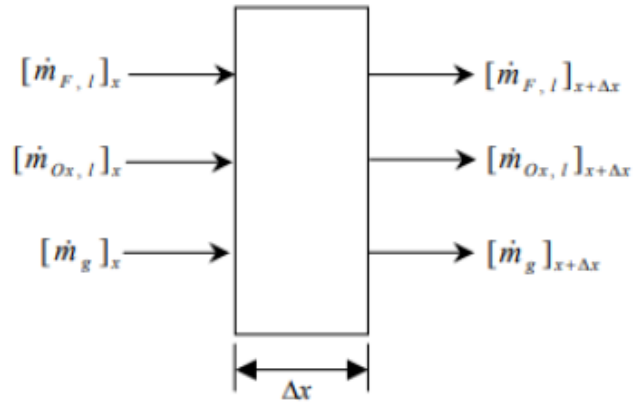
2.3 Equações de balanço para a câmara de combustão

Nesta seção serão expostas as equações constituintes do modelo 1D. Para a descrição do modelo foram utilizadas as equações de balanço de massa, energia e quantidade de movimento.

2.3.1 Balanço da massa

Considerando-se um elemento infinitesimal de volume ao longo do comprimento da câmara, como mostrado na Figura 2.4, são observadas as vazões de massa de combustível e de oxidante na fase líquida atravessando o volume de controle, assim como também a vazão de massa da fase gasosa. Fazendo o balanço de massa no volume de controle, tem-se:

Figura 2.4 – Balanço de massa em um volume de controle de espessura infinitesimal.



Fonte: Valverde-Salvador (2004).

Onde \dot{m}_g , $\dot{m}_{F,l}$ e $\dot{m}_{Ox,l}$ são, respectivamente, as vazões mássicas de gás, de combustível líquido e de oxidante líquido. Usando o balanço de massa, com base na Figura 2.6, então obtém-se:

$$\frac{d\dot{m}_g}{dx} + \frac{d\dot{m}_{F,l}}{dx} + \frac{d\dot{m}_{Ox,l}}{dx} = 0 \quad (2.13)$$

A vazão mássica de líquido pode ser determinada pelo produto entre o número de gotas entrando no volume de controle por unidade de tempo (\dot{N}) e uma média da massa das gotas (m_{gt}).

$$\dot{m}_l = \dot{N}m_{gt} \rightarrow \dot{m}_l = \dot{N} \frac{\rho\pi D^3}{6} \quad (2.14)$$

Logo, na entrada da câmara de combustão temos:

$$\dot{m}_{l,o} = \dot{N} \frac{\rho_o \pi D_o^3}{6} \rightarrow \dot{N} = \frac{6 \dot{m}_{l,o}}{\rho_o \pi D_o^3} \quad (2.15)$$

Dividindo as duas últimas equações, resulta a equação da vazão mássica de líquido \dot{m}_l em qualquer ponto da câmara:

$$\dot{m}_l = \dot{m}_{l,o} \left(\frac{\rho}{\rho_o} \right) \left(\frac{D}{D_o} \right)^3 \quad (2.16)$$

onde:

$\dot{m}_{l,o}$ é a vazão mássica de líquido na entrada.

ρ é massa específica do líquido em um determinado ponto da câmara.

ρ_o é massa específica do líquido na entrada da câmara.

D é o diâmetro médio das gotas em um determinado ponto da câmara.

D_o é o diâmetro médio das gotas na entrada da câmara.

Derivando-se essa expressão em relação a x , tem-se:

$$\frac{d\dot{m}_l}{dx} = \frac{3\dot{m}_l}{D} \frac{dD}{dx} + \frac{\dot{m}_l}{\rho} \frac{d\rho}{dT} \frac{dT}{dx} \quad (2.17)$$

Observando a expressão acima nota-se que para a determinação da variação da vazão mássica ao longo do comprimento x é necessária a determinação da variação do diâmetro da gota ao longo de x , da variação da massa específica com a temperatura e a variação da temperatura ao longo de x . A variação da massa específica com a temperatura é obtida através de métodos de diferença central a partir de tabelas do oxidante e combustível encontradas na literatura.

2.3.2 Variação do diâmetro da gota

A variação do diâmetro da gota ao longo do x é obtida diferenciando no tempo a equação da massa de uma gota individual (m_{gota}):

$$m_{gota} = \rho_l \frac{\pi D^3}{6} \quad (2.18)$$

$$\frac{dm_{gota}}{dt} = \frac{\pi D^3}{6} \frac{d\rho_l}{dT_l} \frac{dT_l}{dt} + \frac{\pi D^2 \rho_l}{2} \frac{dD}{dt} \quad (2.19)$$

$$\frac{dm_{gota}}{dt} = -\dot{m}_v \quad (2.20)$$

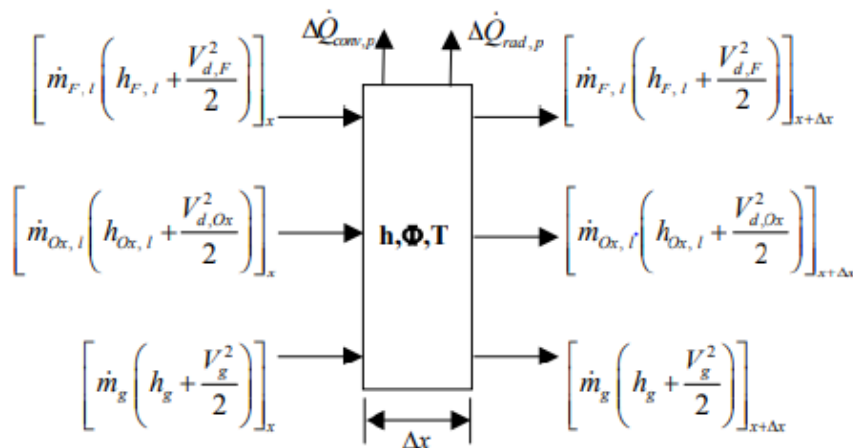
Resolvendo a expressão para a diferencial do diâmetro tem-se:

$$\frac{dD}{dx} = - \left(\frac{2\dot{m}_v}{\pi D^2 \rho_l v_{gota}} + \frac{D}{3\rho_l} \frac{d\rho_l}{dT_l} \frac{dT_l}{dx} \right) \quad (2.21)$$

2.3.3 Balanço de energia

Para formular a equação de balanço de energia 1D para combustão de um spray considera-se que dentro do volume de controle ocorrem fluxos de energia de combustível, oxidante e gás e perdas de calor por radiação e condução para o ambiente como visto na abaixo.

Figura 2.5 – Esquema do balanço de energia no volume de controle.



Fonte: Valverde-Salvador (2004).

Fazendo o balanço de energia esquematizado na Figura 2.7, fica-se com

$$\begin{aligned} & \frac{d}{dx} \left[\dot{m}_g \left(h_g + \frac{v_g^2}{2} \right) \right] + \frac{d}{dx} \left[\dot{m}_{F,l} \left(h_{F,l} + \frac{v_{gota,F}^2}{2} \right) \right] \\ & + \frac{d}{dx} \left[\dot{m}_{O,l} \left(h_{O,l} + \frac{v_{gota,O}^2}{2} \right) \right] + \frac{d\dot{Q}_{conv,p}}{dx} + \frac{d\dot{Q}_{rad,p}}{dx} = 0 \end{aligned} \quad (2.22)$$

onde $\frac{d\dot{Q}_{conv,p}}{dx}$, $\frac{d\dot{Q}_{rad,p}}{dx}$ são as perdas de calor por convecção e por radiação para a parede do combustor, respectivamente.

Resolvendo para a variação temperatura do gás ao longo da câmara de combustão, tem-se:

$$\frac{dT_g}{dx} = \frac{\left(a_1 + W_F + W_{Ox} + \frac{d\dot{Q}_{conv,p}}{dx} + \frac{d\dot{Q}_{rad,p}}{dx} \right)}{a_2} \quad (2.23)$$

onde a_1, W_F, W_{Ox} e a_2 são formas reduzidas dadas por:

$$a_1 = \dot{m}_g v_g^2 \left[\frac{3}{2\dot{m}_g} \frac{d\dot{m}_g}{dx} - \frac{1}{A_g} \frac{dA_g}{dx} \right] + \left[\dot{m}_g \frac{dh_g}{d\phi} \frac{d\phi}{dx} + h_g \frac{d\dot{m}_g}{dx} \right] \quad (2.24)$$

$$\begin{aligned} W_F &= \sum \frac{d\dot{m}_{F,l}}{dx} \left(h_{F,l} + \frac{v_{gota,F}^2}{2} \right) \\ &+ \sum \dot{m}_{F,l} \left(C_P \frac{dT_F}{dx} + v_{gota,F} \frac{dv_{gota,F}}{dx} \right) \end{aligned} \quad (2.25)$$

$$W_{Ox} = \sum \frac{d\dot{m}_{Ox,l}}{dx} \left(h_{Ox,l} + \frac{v_{gota,Ox}^2}{2} \right) \quad (2.26)$$

$$+ \sum \dot{m}_{Ox,l} \left(C_p \frac{dT_{Ox}}{dx} + v_{gota,Ox} \frac{dv_{gota,Ox}}{dx} \right)$$

$$a_2 = \dot{m}_g \left[\frac{dh_g}{dT_g} - v_g^2 \left(\frac{1}{\bar{M}_g} \frac{d\bar{M}_g}{dT_g} - \frac{1}{T_g} \right) \right] \quad (2.27)$$

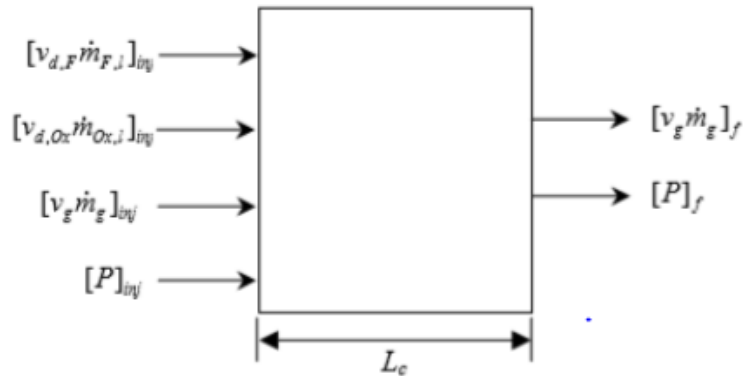
2.3.4 Balanço da quantidade de movimento

Um esquema do volume de controle envolvendo toda a câmara de combustão é mostrado na Figura 2.6. A aplicação do balanço de quantidade de movimento na câmara fornece:

$$\begin{aligned} P_{inj} + (\rho_g v_g^2)_{inj} + \left(\frac{\dot{m}_{F,l}}{A_c} v_{gota,F} \right)_{inj} + \left(\frac{\dot{m}_{Ox,l}}{A_c} v_{gota,Ox} \right)_{inj} \\ = P_f + (\rho_g v_g^2)_f \end{aligned} \quad (2.28)$$

onde o subscrito *inj* refere-se a condições na entrada da câmara e o subscrito *f* designa condições no fim da câmara de combustão.

Figura 2.6 – Esquemática do balanço de quantidade de movimento na câmara de combustão.



Fonte: Valverde-Salvador (2004).

A pressão no fim da câmara é então dada por

$$P_f = \frac{P_{inj}(1 + \gamma M_{inj}^2) + \left(\frac{\dot{m}_{F,l}}{A_c} v_{gota,F}\right)_{inj} + \left(\frac{\dot{m}_{Ox,l}}{A_c} v_{gota,Ox}\right)_{inj}}{1 + \gamma_f M_f^2} \quad (2.29)$$

onde M designa o número de Mach do escoamento.

No caso de câmaras de combustão de foguetes, em geral, tem-se:

$$M_{inj} \ll 1$$

$$M_f \ll 1$$

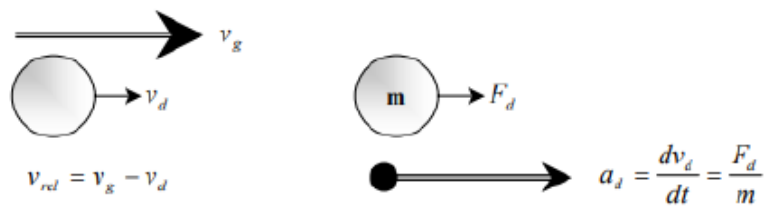
$$\left(\frac{\dot{m}_{F,l}}{A_c} v_{gota,F}\right)_{inj} + \left(\frac{\dot{m}_{Ox,l}}{A_c} v_{gota,Ox}\right)_{inj} \ll P_{inj}$$

Logo, $P_f \cong P_{inj}$, ou seja, a variação da pressão ao longo da câmara pode ser desprezada e o processo considerado isobárico.

2.3.5 Balanço da quantidade de movimento das gotas

Para formular o balanço da quantidade de movimento das gotas considera-se a velocidade relativa entre a gota e o gás circundante, conforme esquema da Figura 2.7.

Figura 2.7 – Esquemática de Velocidade Relativa entre Gota e Gás Circundante.



Fonte: Valverde-Salvador (2004).

Pela Segunda Lei de Newton, tem-se:

$$a_{gota} = \frac{dv_{gota}}{dt} = \frac{F_{gota}}{m_{gota}} \quad (2.30)$$

onde a força de arrasto sobre a gota $F_d = F_{gota}$ e a massa da gota m_{gota} são dadas, respectivamente, por

$$F_{gota} = \frac{C_D \rho_g D^2 v_{rel}}{8} \text{ e } m_{gota} = \frac{1}{6} \pi D^3 \rho_l \quad (2.31)$$

Logo, tem-se:

$$\frac{dv_{gota}}{dx} = \frac{3}{4} \frac{C_D \rho_g v_{rel}}{\pi D \rho_l v_{gota}} \quad (2.32)$$

Pode-se adicionar a equação do tempo de evaporação, conforme mostrado abaixo.

$$\frac{dt_e}{dx} = \frac{1}{v_{gota}} \quad (2.33)$$

Logo, tem-se um sistema de equações diferenciais ordinárias (EDOs) para o combustível e oxidante e para a temperatura do gás, totalizando nove EDO's para serem resolvidas simultaneamente. As equações podem ser vistas abaixo.

$$\frac{dD_F}{dx} = - \left(\frac{2\dot{m}_{v,F}}{\pi D_F^2 \rho_{l,F} v_{gota,F}} + \frac{D_F}{3\rho_{l,F}} \frac{d\rho_{l,F}}{dT_{l,F}} \frac{dT_{l,F}}{dx} \right) \quad (2.34)$$

$$\frac{dD_{Ox}}{dx} = - \left(\frac{2\dot{m}_{v,Ox}}{\pi D_F^2 \rho_{l,F} v_{gota,Ox}} + \frac{D_{Ox}}{3\rho_{l,Ox}} \frac{d\rho_{l,Ox}}{dT_{l,Ox}} \frac{dT_{l,Ox}}{dx} \right) \quad (2.35)$$

$$\frac{dT_{l,F}}{dx} = \frac{\dot{Q}_{rad,F} + \dot{Q}_{conv,F} - \dot{Q}_{v,F}}{m_{got,F} C_{pl,F} v_{got,F}} \quad (2.36)$$

$$\frac{dT_{l,Ox}}{dx} = \frac{\dot{Q}_{rad,Ox} + \dot{Q}_{conv,Ox} - \dot{Q}_{v,Ox}}{m_{got,Ox} C_{pl,Ox} v_{got,Ox}} \quad (2.37)$$

$$\frac{dv_{gota,F}}{dx} = \frac{3}{4} \frac{C_{D,F} \rho_g v_{rel,F}}{\pi D_F \rho_{l,F} v_{gota,F}} \quad (2.38)$$

$$\frac{dv_{gota,ox}}{dx} = \frac{3}{4} \frac{C_{D,ox} \rho_g v_{rel,ox}}{\pi D_{F,ox} \rho_{l,ox} v_{gota,ox}} \quad (2.39)$$

$$\frac{dt_{e,F}}{dx} = \frac{1}{v_{gota,F}} \quad (2.40)$$

$$\frac{dt_{e,ox}}{dx} = \frac{1}{v_{gota,ox}} \quad (2.41)$$

$$\frac{dT_g}{dx} = \frac{\left(a_1 + W_F + W_{Ox} + \frac{d\dot{Q}_{conv,p}}{dx} + \frac{d\dot{Q}_{rad,p}}{dx} \right)}{a_2} \quad (2.42)$$

2.4 Propelentes líquidos

Os propelentes líquidos são os combustíveis e oxidantes que se apresentam em estado líquido. A escolha dos propelentes é um fator determinante no projeto de um motor foguete, pois influencia o seu desempenho, condições de operação, armazenamento, manuseio e segurança, custos, etc. A seguir serão descritas as características do etanol e do oxigênio líquido, propelentes utilizados nesse trabalho.

2.4.1 Etanol

O etanol, ou álcool etílico, é um combustível com fórmula química C_2H_6O e massa molar 46,069 g/mol que apresenta alta inflamabilidade, ponto de ebulição de 78,4 °C e temperatura de solidificação de -114,3° C.

As propriedades termofísicas do etanol utilizadas no presente modelo numérico foram obtidas da organização *Thermal-Fluids Central* cujo endereço na internet <http://www.thermalfluidscentral.org>.

Os dados fornecidos estão na forma de tabelas, tornando necessária a interpolação dos dados para obtenção de valores em diferentes temperaturas e a obtenção das propriedades através de equações em função da temperatura. As equações das propriedades são apresentadas no Apêndice A.

2.4.2 Oxigênio líquido

O oxigênio líquido, também denominado LOX, é um oxidante com fórmula química O_2 , massa molar 32 g/mol, temperatura de ebulição $-182,96^\circ$ e temperatura de solidificação de $-222,65^\circ C$.

As propriedades termofísicas do oxigênio líquido foram obtidas de tabela do sítio NIST (National Institute of Standards and Technology) dos EUA. Para tornar o programa mais rápido, foram criadas funções para cada propriedade, o que elimina o tempo gasto em interpolações. As equações das propriedades do oxigênio líquido são apresentadas no Apêndice B.

2.5 Código numérico

O código numérico foi inicialmente desenvolvido por Valverde-Salvador (2004) na linguagem Matlab 2003. Foi então necessário adaptar o código para a versão Matlab 2016 uma vez que houve alterações de sintaxe da linguagem.

O programa Matlab é uma plataforma de programação e computação numérica bastante difundida entre cientistas e engenheiros. O software Matlab possui inúmeras funções que facilitam sua utilização e a implementação de códigos numéricos.

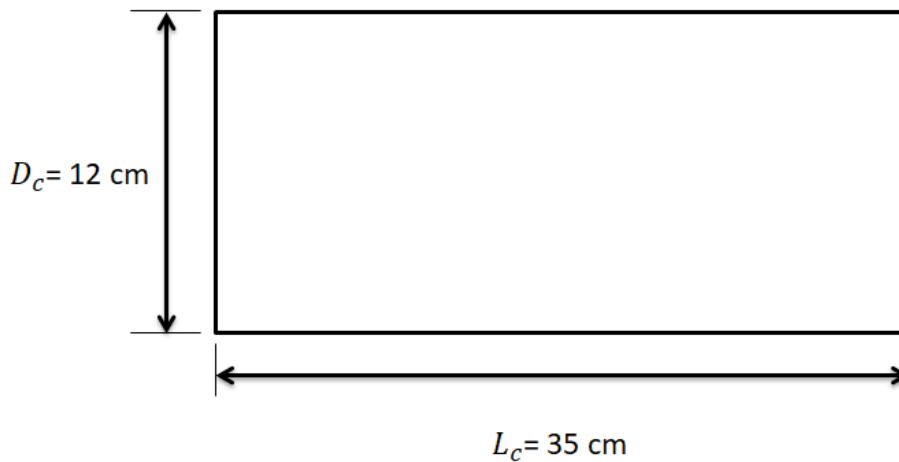
Para integração das equações diferenciais foi utilizada a rotina ODE15s do Matlab que permite a integração de sistemas de equações diferenciais ordinárias rígidas. Essa rotina é um integrador de ordem variável de 1 a 5 e de passos múltiplos, mais rápido que integradores como Runge-Kutta e Adams-Moulton.

2.6 Domínio computacional

A extensão da malha utilizada nesse estudo correspondeu à geometria da câmara de combustão, conforme esquema da Figura 2.8. A configuração foi baseada no motor MLE5K-S1a do projeto Perseus.

Para o cálculo das propriedades ao longo do combustor foram utilizados 3500 pontos espaçados uniformemente na malha computacional.

Figura 2.8 – Domínio computacional usado nas simulações.



Fonte: Produção do autor.

2.7 Condições iniciais

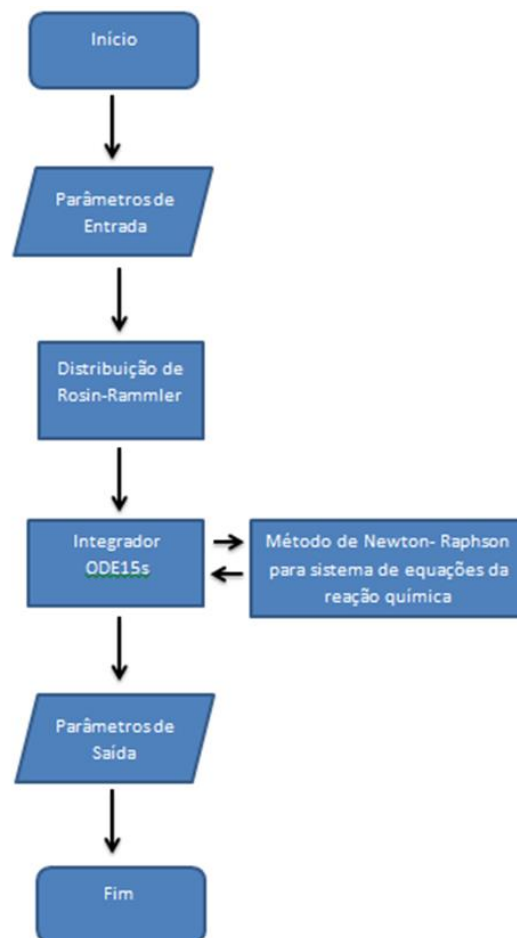
As condições iniciais são as propriedades e os parâmetros que devem ser informados para que o programa calcule as propriedades ao longo do combustor. Esses parâmetros são:

- Pressão interna da câmara;
- Diâmetro da câmara de combustão;
- Comprimento da câmara de combustão;
- Temperaturas dos líquidos na entrada;
- Velocidades de injeção do combustível e oxidante;
- Vazões de massa total dos propelentes líquidos;
- Parâmetros de uniformidade do spray;
- Diâmetros médios de Sauter do combustível e oxidante;
- Números das parcelas de gotas usadas para descrição dos sprays;
- Temperatura do gás na entrada;
- Temperatura do ambiente externo ao combustor;

- Espessura da parede da câmara;
- Vazão de massa gasosa pré-misturada.

A Figura 2.9 apresenta um fluxograma simplificado do programa.

Figura 2.9 – Fluxograma simplificado do código usado nas simulações.



Fonte: Produção do autor.

3 RESULTADOS E DISCUSSÕES

Neste capítulo são apresentados os resultados da simulação numérica de uma câmara de combustão bipropelente com 12 cm de diâmetro e 35 cm de comprimento, utilizando etanol como combustível e oxigênio líquido como oxidante.

Consideraram-se vazões mássicas de combustível e oxidante, respectivamente, $\dot{m}_F = 0,8 \text{ kg/s}$ e $\dot{m}_{Ox} = 1,2 \text{ kg/s}$, temperaturas de entrada do combustível e do oxidante, respectivamente, de 303 K e 90 K e velocidades de injeção do etanol e do oxigênio de 33 m/s e 27 m/s, respectivamente.

Uma parcela do combustível e do oxidante é vaporizada instantaneamente ao entrarem na câmara de combustão, esse fluxo gasoso corresponde aos gases de recirculação dos produtos da câmara. Os resultados obtidos nesse trabalho consideraram que 10% do fluxo de combustível e do oxidante são vaporizados instantaneamente.

A distância de vaporização é um parâmetro crucial para o projeto de uma câmara de combustão e influencia diretamente na eficiência de combustão de um propulsor.

Foram então estudadas as relações entre a distância de vaporização e o número de parcelas de gotas, razão de equivalência, pressão da câmara, velocidade de injeção, diâmetro médio de Sauter, uniformidade do spray e o efeito da dilatação das gotas.

3.1 Influência do número de parcelas de gotas

As distribuições de tamanhos de gotas dos sprays de combustível e oxidante foram a princípio representadas por funções de distribuição de Rosin-Rammler. No entanto, devido a limitações computacionais, considera-se um número finito de parcelas de gotas para descrever cada função de distribuição. Quanto maior o número de parcelas de gotas considerado mais próximo o resultado obtido aproxima-se da distribuição contínua de Rosin-Rammler.

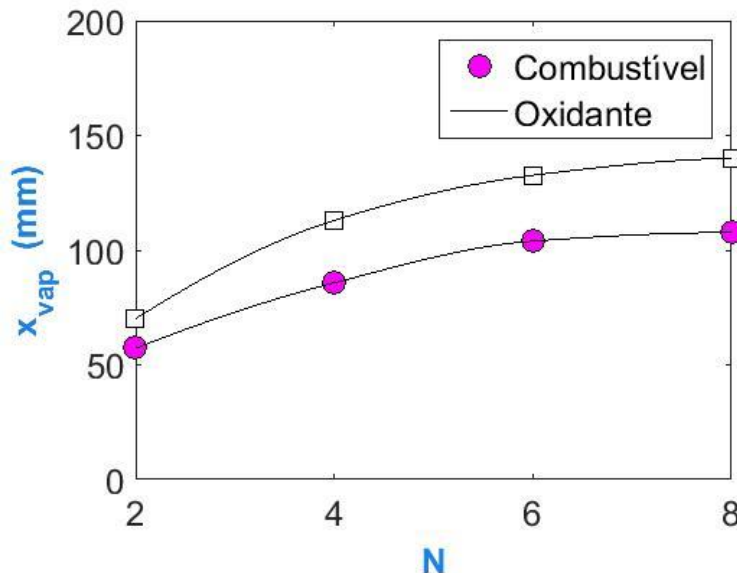
A Figura 3.1 mostra a influência do número de parcelas de gotas sobre a distância de vaporização completa das gotas de combustível e oxidante. Os

parâmetros utilizados para obtenção dos gráficos da Figura 3.1 são mostrados na Tabela 3.1.

Tabela 3.1- Parâmetros para análise da influência do número de parcelas.

$P_c = 40 \text{ atm}$	$T_{go} = 600 \text{ K}$
$\dot{m}_F = 0,8 \text{ kg/s}$	$SMD_F = 50 \text{ }\mu\text{m}; SMD_{Ox} = 75 \text{ }\mu\text{m}$
$\dot{m}_{Ox} = 1,667 \text{ kg/s}$	$q = 2,5$

Figura 3.1 – Variação da distância de vaporização em função do número de parcelas de gotas, para $P_c = 40 \text{ atm}$.



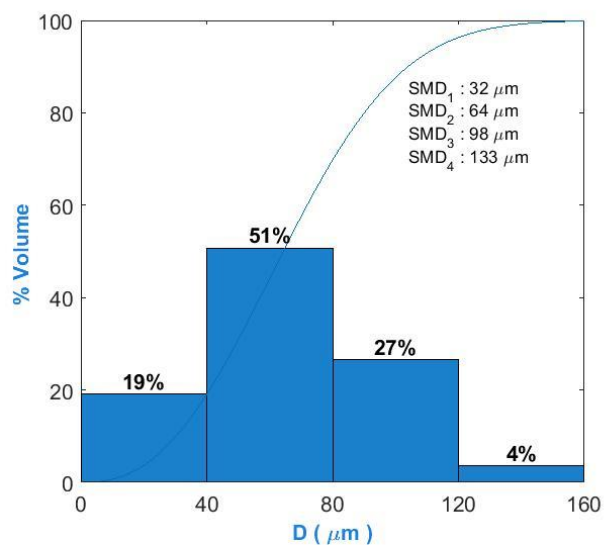
Fonte: Produção do autor.

Observa-se que com o aumento do número de parcelas a distância de vaporização aumenta. Observa-se também que a máxima distância de vaporização não ultrapassa o comprimento da câmara de combustão (35 cm).

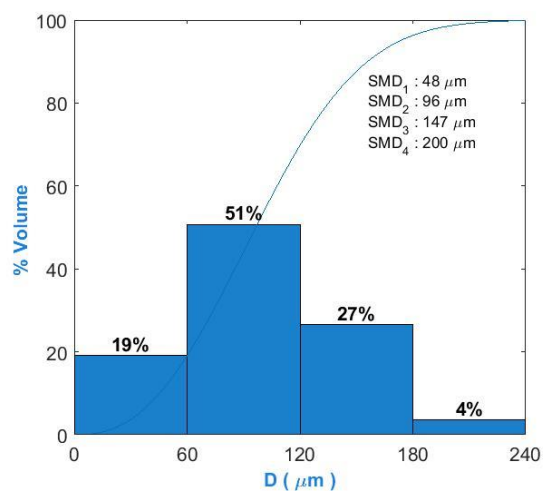
Quanto maior o número de parcelas maior torna-se a distância de vaporização, porque quanto mais parcelas de gotas são consideradas, gotas de diâmetros maiores são também levadas em conta pelo modelo e essas gotas maiores requerem mais tempo para vaporizar.

As Figuras 3.2 a 3.4 mostram as porcentagem em volume das parcelas de gotas com 4, 6 e 8 parcelas.

Figura 3.2 – Porcentagens em volume para modelo com 4 parcelas.



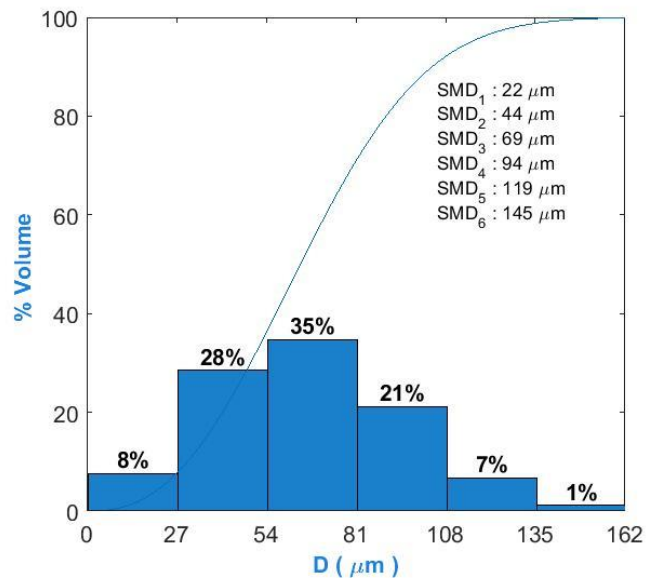
(a) Etanol



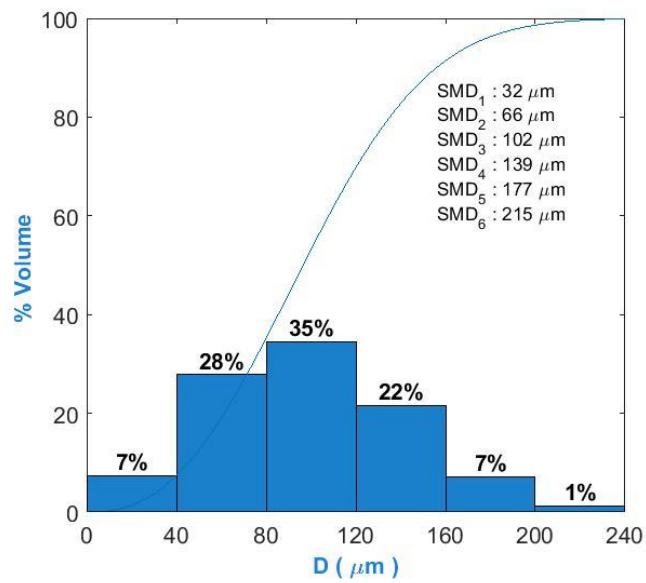
(b) Oxigênio líquido

Fonte: Produção do autor.

Figura 3.3 – Porcentagens em volume para modelo com 6 parcelas.



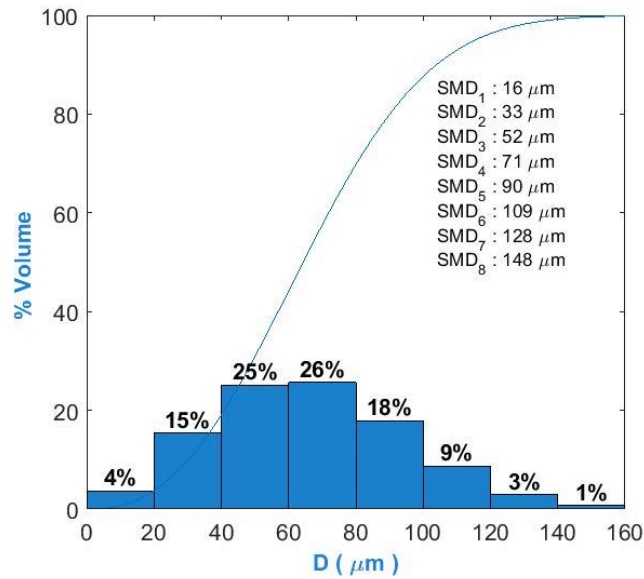
(a) Etanol



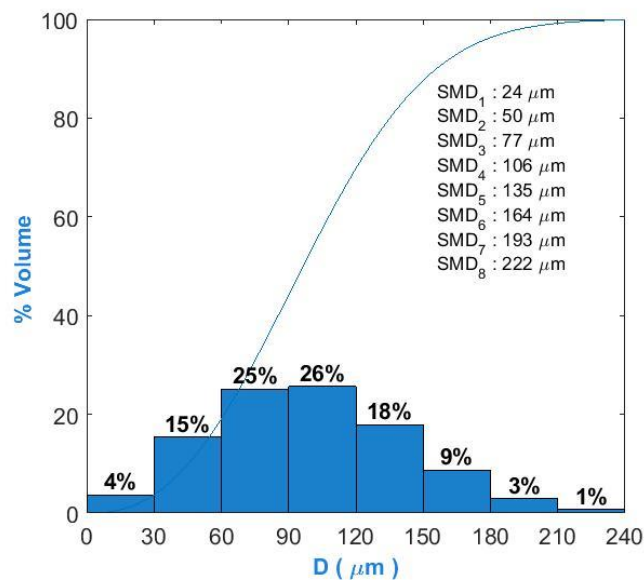
(b) Oxigênio líquido

Fonte: Produção do autor.

Figura 3.4 – Porcentagens em volume para modelo com 8 parcelas.



(a) Etanol



(c) Oxigênio líquido

Fonte: Produção do autor.

Observa-se que quanto maior o número de parcelas maior o tamanho médio das gotas, chegando a 148 μm para o etanol e 222 μm para o oxigênio líquido. O tamanho das gotas influencia diretamente no comprimento de vaporização completa das gotas. A lei do d^2 mostra diretamente essa relação:

considerando o diâmetro final da gota igual a zero, o tempo de vaporização completa da gota é proporcional ao diâmetro inicial da gota, isto é,

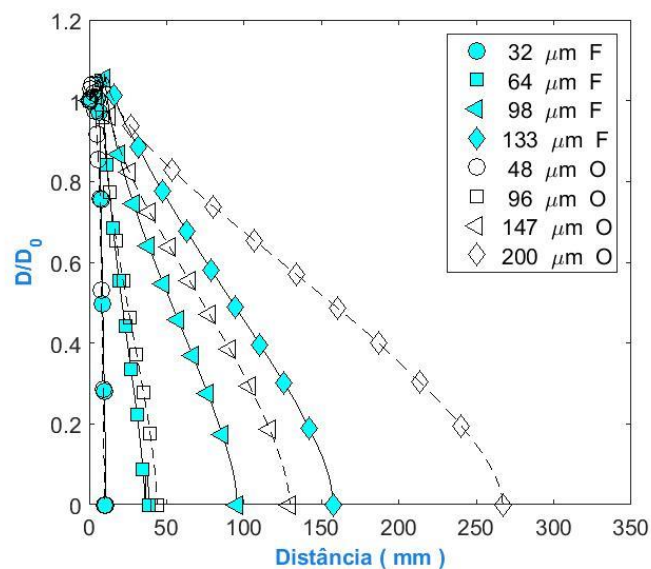
$$D^2 = D_o^2 - \lambda t \rightarrow 0 = D_o^2 - \lambda t_v \rightarrow t_v = \frac{D_o^2}{\lambda}$$

onde λ é a constante de vaporização e t_v é o tempo de vaporização.

Logo, as gotas maiores apresentam um tempo de vaporização maior e, em consequência, a distância de vaporização completa das gotas é proporcional ao quadrado do diâmetro inicial das gotas.

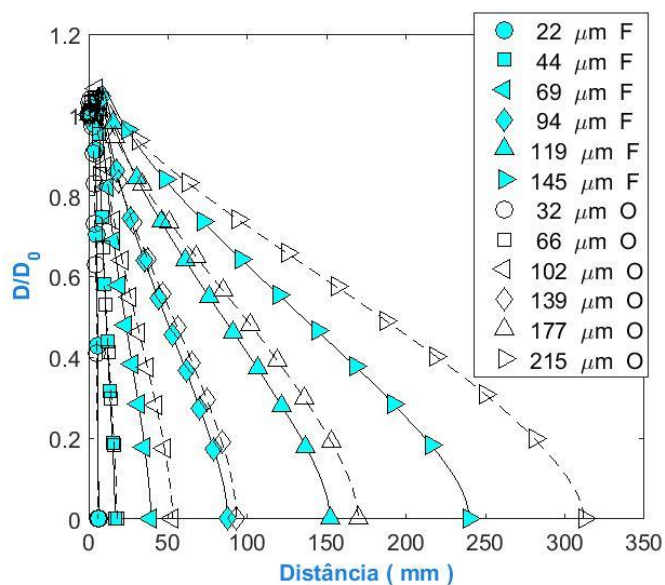
As Figuras 3.5 a 3.7 mostram a variação do diâmetro adimensional das gotas ao longo da distância longitudinal da câmara, considerando-se diferentes números de parcelas de gotas para representar a distribuição de diâmetros das gotas dos sprays de combustível e oxidante. Diâmetros iniciais médios das parcelas das gotas são mostrados nas legendas das figuras.

Figura 3.5 – Diâmetro adimensional das gotas versus distância para modelo numérico com 4 parcelas de gotas. F = combustível, O = oxidante.



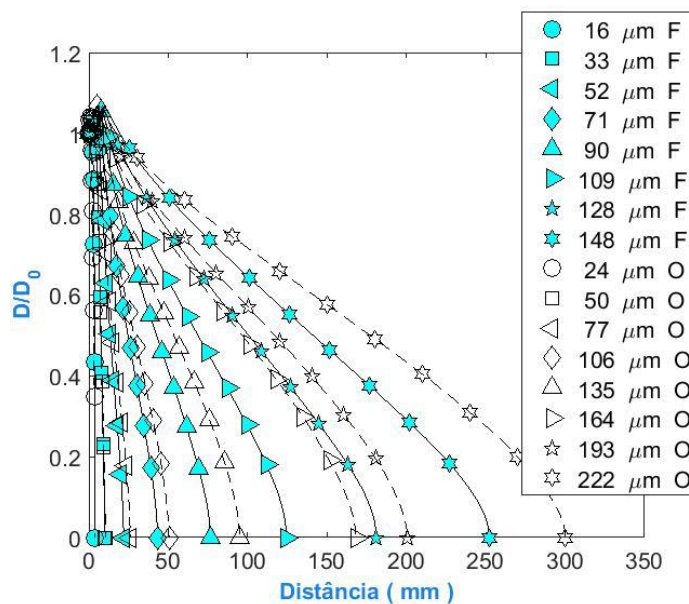
Fonte: Produção do autor.

Figura 3.6 – Diâmetro adimensional das gotas versus distância para modelo numérico com 6 parcelas de gotas. F = combustível, O = oxidante.



Fonte: Produção do autor

Figura 3.7 – Diâmetro adimensional das gotas versus distância para modelo numérico com 8 parcelas de gotas. F = combustível, O = oxidante.



Fonte: Produção do autor

Observa-se nas Figuras 3.5 a 3.7 que as gotas menores de combustível e oxidante evaporam com taxas similares. No entanto, na Figura 3.5 verifica-se que a evaporação completa da parcela de gotas de etanol com diâmetro inicial médio de 133 μm ocorre a uma distância maior que a vaporização completa das gotas de oxigênio líquido com diâmetro inicial médio de 147 μm , indicando que a taxa de evaporação do combustível seja menor que a do oxidante. Esse efeito é observado também na Figura 3.6 onde se verifica que a distância de vaporização completa das gotas de etanol com 145 μm de diâmetro médio é 50 mm maior a distância de vaporização das gotas de oxigênio líquido com 177 μm de diâmetro médio. Similarmente, na figura 3.7 nota-se que as gotas de etanol com 148 μm de diâmetro médio inicial apresentam distâncias de vaporização 50 mm maiores que as gotas de oxigênio líquido com 193 μm de diâmetro médio.

O comprimento de vaporização completa das gotas varia significativamente com os diâmetros iniciais médios das gotas. Quanto maior o diâmetro médio do spray maior a distância de vaporização.

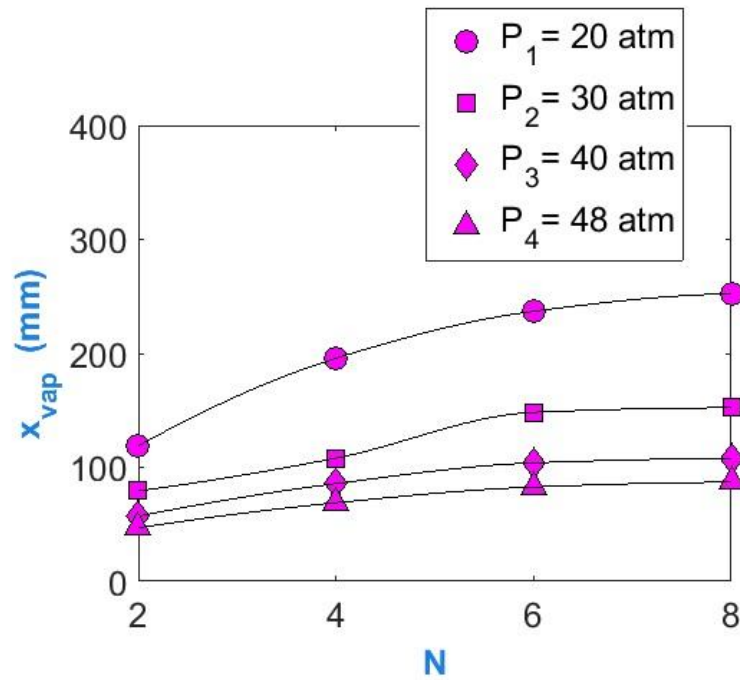
3.2 Influências da pressão da câmara de combustão e do número de parcelas de gotas

As influências da pressão da câmara e do número de parcelas de gotas foram investigadas considerando-se os parâmetros indicados na Tabela 3.2.

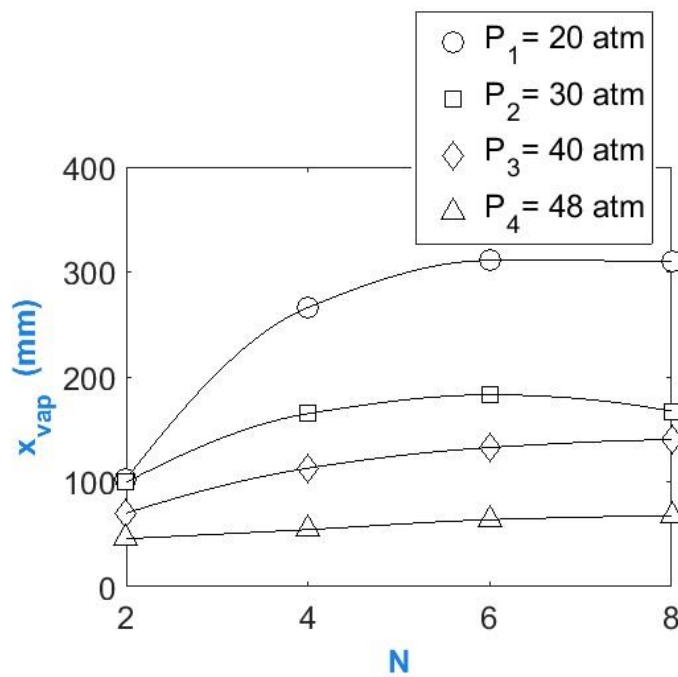
Tabela 3.2- Parâmetros para análise da influência do número de parcelas de gotas e da pressão da câmara.

$N=1-5$ parcelas; $P_C=20-48$ atm	$T_{go} = 500$ K
$\dot{m}_F = 0.8$ kg/s	$SMD_F = 50$ μm ; $SMD_{Ox} = 75$ μm
$\dot{m}_{Ox} = 1.667$ kg/s	$q=2.5$

Figura 3.8 – Distância de vaporização completa para diferentes números de parcelas de gotas e diferentes pressões.



(a) Etanol



(b) Oxigênio líquido

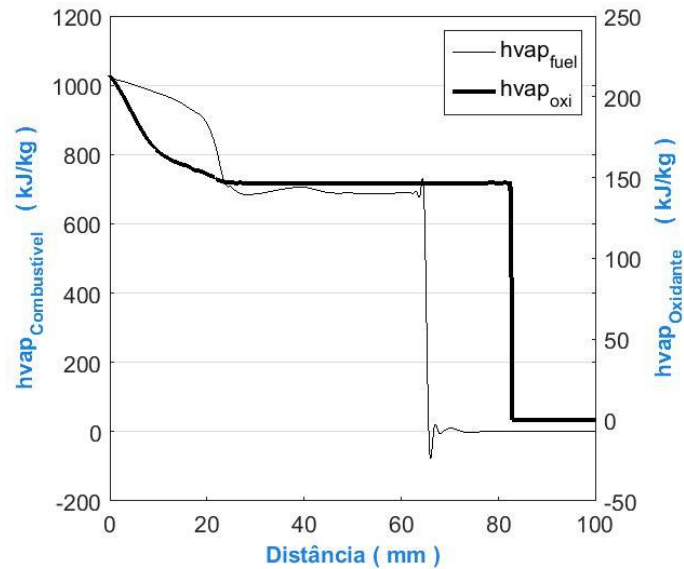
Fonte: Produção do autor.

Observa-se na Figura 3.8 o aumento da distância de vaporização completa com o aumento do número de parcelas de gotas, conforme já explicado anteriormente. Pode-se observar também a diminuição significativa da distância de vaporização com o aumento da pressão na câmara, provavelmente devido ao aumento da temperatura do gás decorrente do processo de combustão com alta pressão.

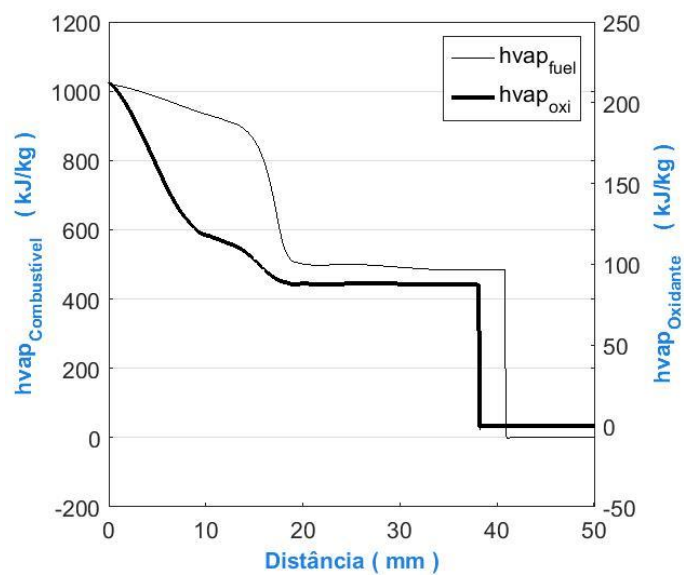
Kitano et al. (2014) observaram que a evaporação em elevadas pressões é mais lenta que em baixas pressões uma vez que a temperatura de ebulição e o calor latente de vaporização aumentem com a pressão. Outro efeito relatado pelos autores foi o aumento da expansão da gota com o aumento da pressão o que provoca uma maior área superficial e aumento do fluxo de calor para a gota, aumentando dessa forma a evaporação.

Na Figura 3.9 observa-se a diminuição da entalpia de vaporização com o aumento da pressão para o modelo com uma parcela de gotas e considerando pressões de câmara de 20 e 40 atm, respectivamente.

Figura 3.9 – Efeitos da pressão na câmara sobre as entalpias de vaporização considerando o modelo com uma parcela de gotas.



(a) $P_c = 20$ atm



(b) $P_c = 40$ atm

Fonte: Produção do autor.

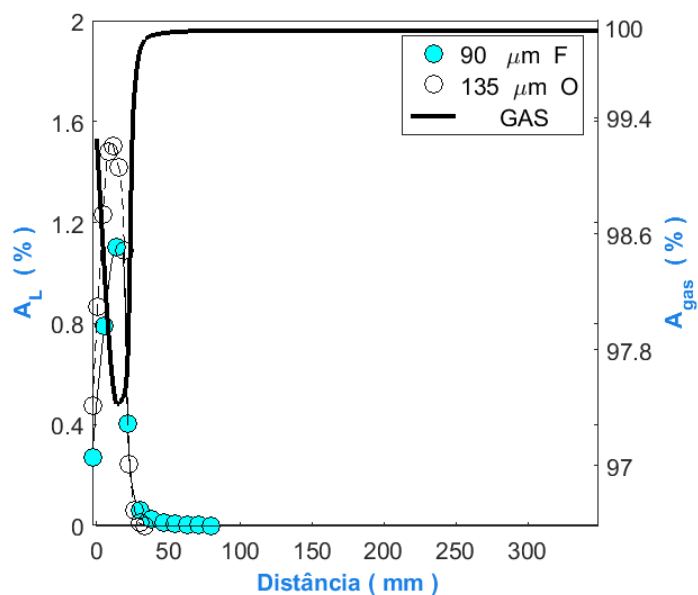
Observa-se que a entalpia de vaporização é inversamente proporcional a pressão. A entalpia de vaporização pode ser entendida como a quantidade de energia que o líquido deve receber para passar para o estado gasoso.

Comparando-se as Figuras 3.9a e 3.9b nota-se que a entalpia de vapor de combustível a 20 atm estabiliza-se antes da combustão completa das gotas em um valor próximo a 700 kJ/kg enquanto para 40 atm a entalpia de vaporização estabiliza-se em um valor menor que 500 kJ/kg. Logo, precisa-se de mais energia para evaporar-se uma gota a 20 atm. É observado também para o oxidante a 20 atm a entalpia de vaporização estabiliza-se a um valor aproximadamente de 150 kJ/kg e para 40 atm esse valor é próximo de 100 kJ/kg.

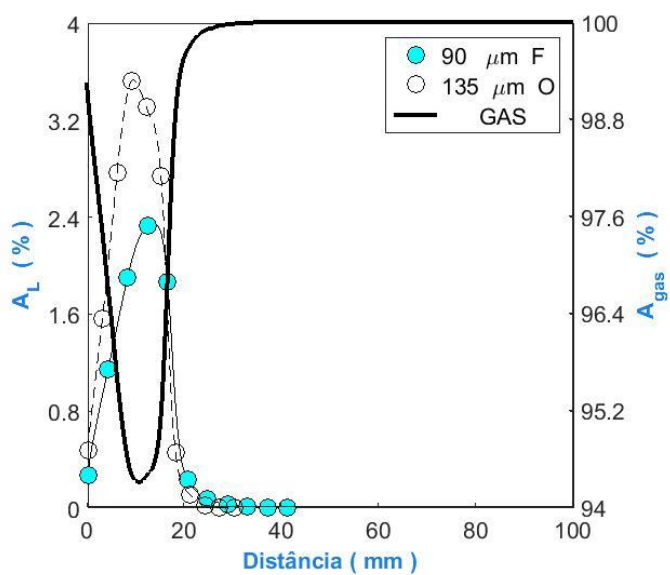
A diminuição da entalpia de vaporização deve-se ao aumento de temperatura, já que a entalpia de vaporização é inversamente proporcional à temperatura, quando ocorre o equilíbrio entre as temperaturas dos gases e das gotas ocorre a estabilização do valor da entalpia de vaporização.

A Figura 3.10 mostra as percentagens das áreas de líquido e gás ao longo do eixo do propulsor.

Figura 3.10 – Porcentagens das áreas de líquido e de gás considerando o modelo com uma parcela de gotas para pressões na câmara de 20 e 40 atm.



(a) $P_c=20$ atm



(b) $P_c=40$ atm

Fonte: Produção do autor.

Nota-se que a área ocupada pelo gás é muito maior que a área ocupada pelos propelentes líquidos e que existe um aumento da área de líquidos inicialmente, decorrente da dilatação térmica dos líquidos. A expansão das gotas tem

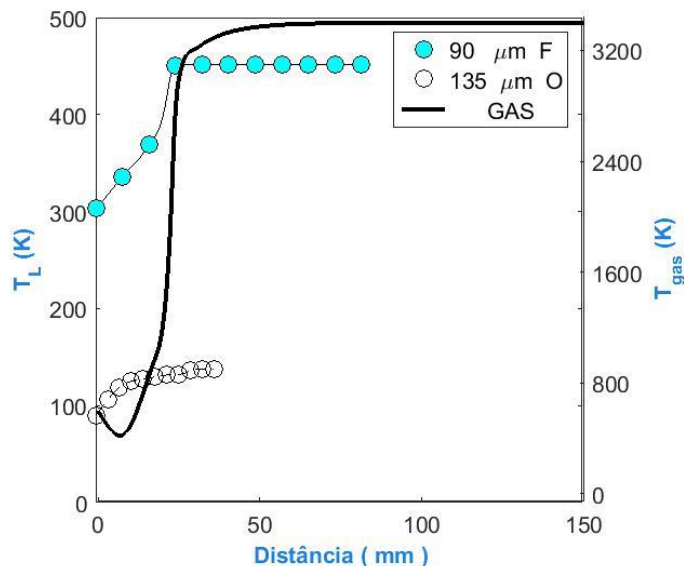
influência no comprimento de vaporização total, pois com a expansão ocorre o aumento do fluxo de calor para a gota proporcionando maior evaporação desta.

Observa-se pela Figura 3.10 que o aumento da pressão provoca o aumento da dilatação das gotas, para 20 atm a porcentagem de área de líquido alcançou, devido a expansão, um valor máximo de aproximadamente 1,5% enquanto para pressão da câmara de 40 atm esse valor tem um máximo de aproximadamente 3,3 %, maior que o dobro registrado para 20 atm.

Pode-se verificar que a temperatura do gás diminui quando ocorre a dilatação térmica das gotas. Nota-se também que a expansão do oxidante é maior que a do combustível.

A dilatação das gotas provoca o aumento do fluxo de calor para as gotas, conseqüentemente maior evaporação das gotas. A maior taxa de evaporação provoca o consumo mais rápido e a diminuição do comprimento de vaporização total das gotas. O aumento do fluxo de calor provoca a elevação da temperatura da superfície das gotas, como visto na Figura 3.11.

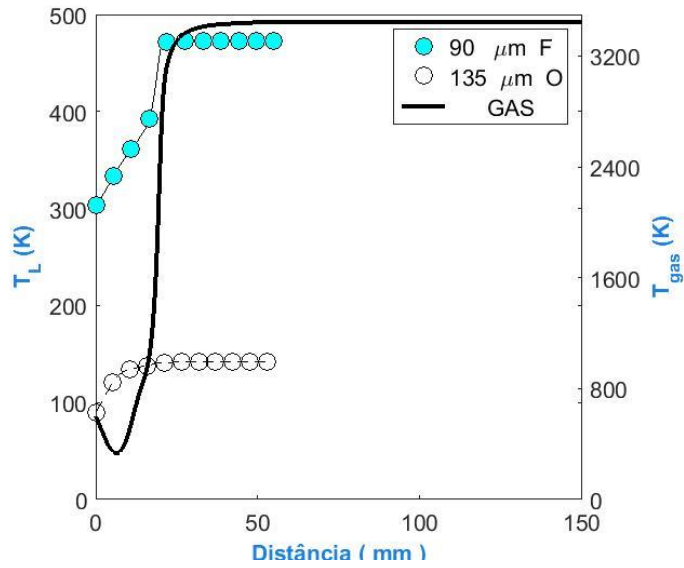
Figura 3.11 – Temperaturas do líquido e do gás para pressões na câmara de 20, 30 e 40 atm, respectivamente.



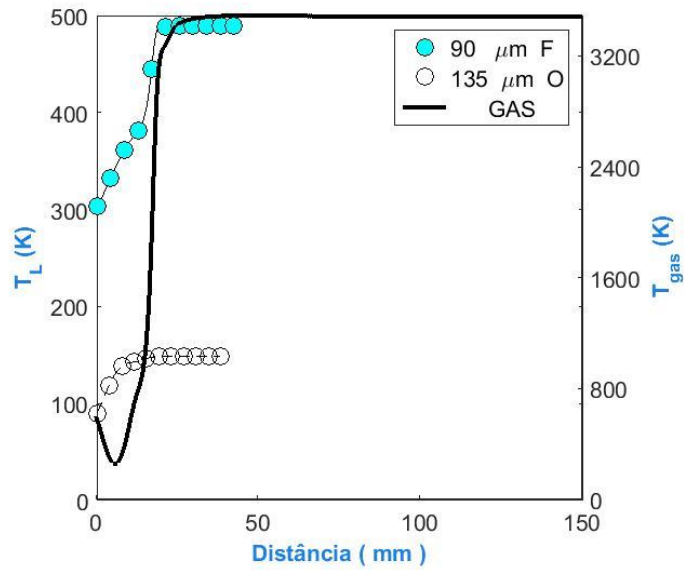
(a) $P_c = 20$ atm

continua

Figura 3.11 – Conclusão.



(b) $P_c = 30$ atm



(c) $P_c = 40$ atm

Fonte: Produção do autor.

Observa-se a elevação da temperatura das gotas de etanol com o aumento da pressão, e como já mostrado as gotas de etanol influenciam significativamente o comprimento de vaporização completo das gotas por evaporarem a uma taxa

menor que o oxigênio líquido. Com temperaturas mais elevadas das gotas de etanol temos uma distância menor da vaporização completa das gotas.

3.3 Influência da razão de equivalência.

A influência da razão de equivalência sobre a distância de vaporização das gotas foi analisada considerando os parâmetros apresentados na Tabela 3.3.

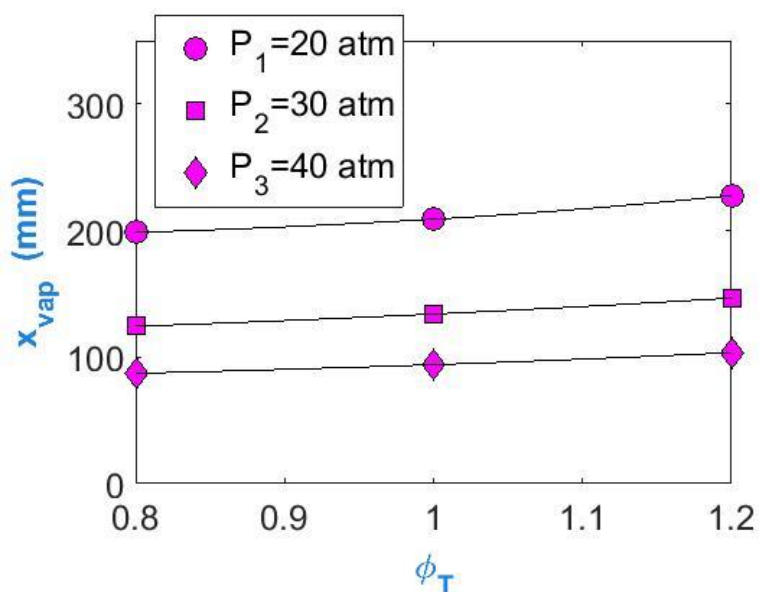
Para estudar o efeito da variação da razão de equivalência sobre a vaporização do combustível manteve-se \dot{m}_{Ox} constante e \dot{m}_F variou-se de acordo como a equação abaixo para $\varphi_T = 0.8 - 1,2$:

$$\dot{m}_F = \dot{m}_{Ox} \varphi_T f_s$$

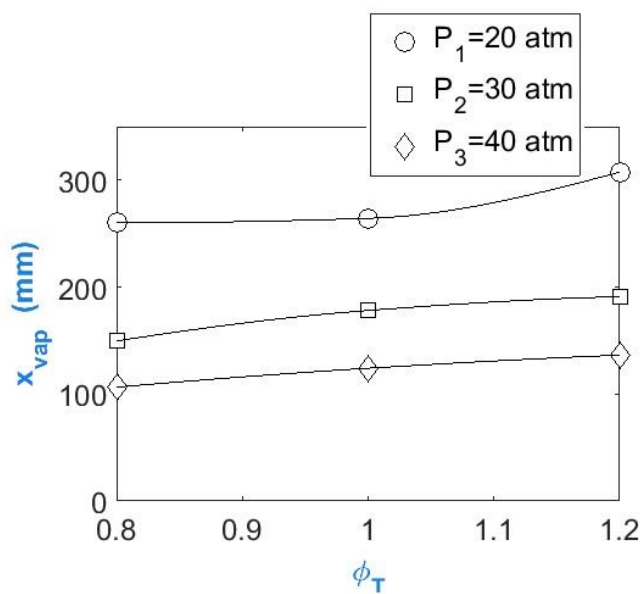
Tabela 3.3 - Parâmetros para análise da influência da razão de equivalência sobre a distância de vaporização das gotas.

$N=5$ parcelas;	$T_{go} = 600 K$
$\dot{m}_F = \text{variável}$	$SMD_F = 50 \mu m$; $SMD_{Ox} = 75 \mu m$
$\dot{m}_{Ox} = 1.667 kg/s$	$q=2.5$

Figura 3.12 – Distância de vaporização das gotas versus razão de equivalência para diferentes pressões na câmara.



(a) Etanol



(b) Oxigênio líquido

Fonte: Produção do autor.

Observa-se pela Figura 3.12 que uma mistura rica ou pobre tem pouca influência sobre a distância de vaporização completa das gotas de etanol.

Porém, as gotas de oxigênio líquido são mais afetadas pela variação da razão de equivalência total. Para esses resultados não houve variação do fluxo de oxidante e sim do fluxo de etanol.

Observa-se que as distâncias de vaporização completa de ambos os propelentes variam inversamente com a pressão para as diferentes razões de equivalência consideradas.

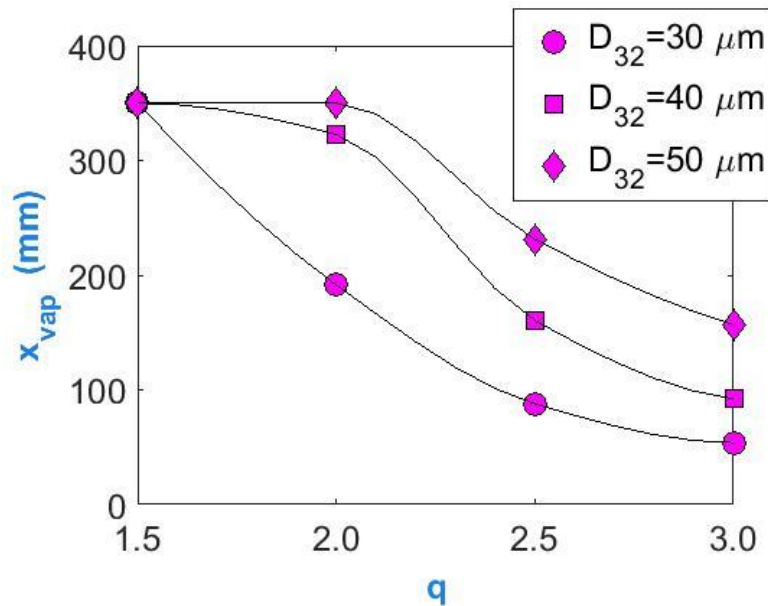
3.4 Influência do diâmetro médio de Sauter

O diâmetro médio de Sauter (SMD) é um parâmetro que indica a eficiência da atomização e é proporcional à razão entre o volume e a superfície total das gotas do spray. A influência do diâmetro médio de Sauter (SMD) e da uniformidade do spray sobre a distância de vaporização completa das gotas foi avaliada com base nos parâmetros apresentados na Tabela 3.3.

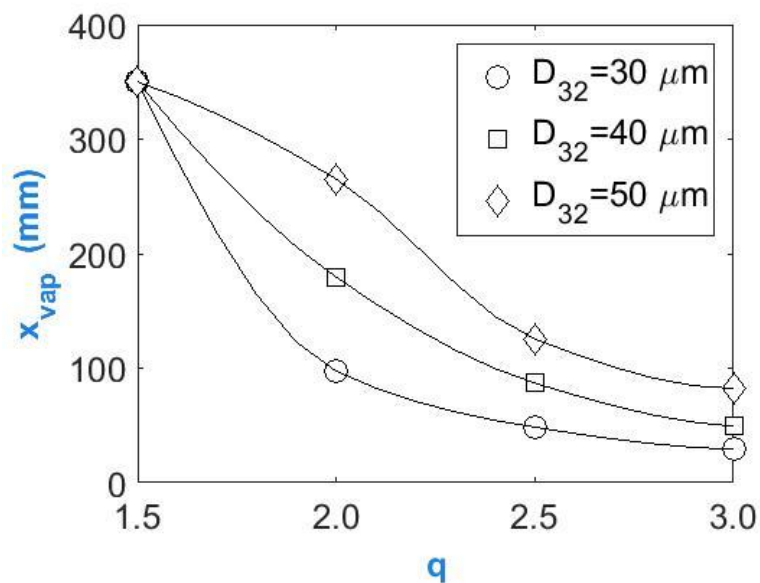
Tabela 3.4 - Parâmetros para análise da influência do diâmetro médio de Sauter sobre a distância de vaporização completa das gotas.

$N = 5$ parcelas	$T_{go} = 600 K$
$P_C = 20$ atm	$q = \text{variável}$
$\dot{m}_F = 0.8$ kg/s	$SMD_F = SMD_{Ox} = \text{variável}$
$\dot{m}_{Ox} = 1.667$ kg/s	

Figura 3.13 – Distância de vaporização completa das gotas para vários diâmetros médios de Sauter e diferentes constantes; de uniformidade do spray.



(a) Etanol



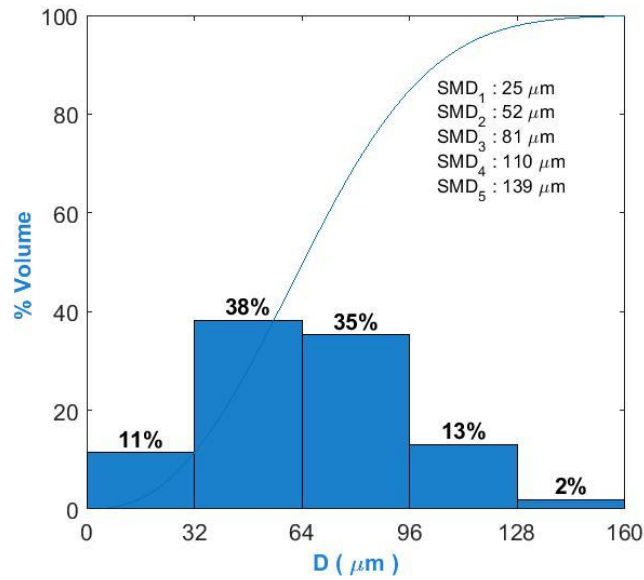
(b) Oxigênio líquido

Fonte: Produção do autor.

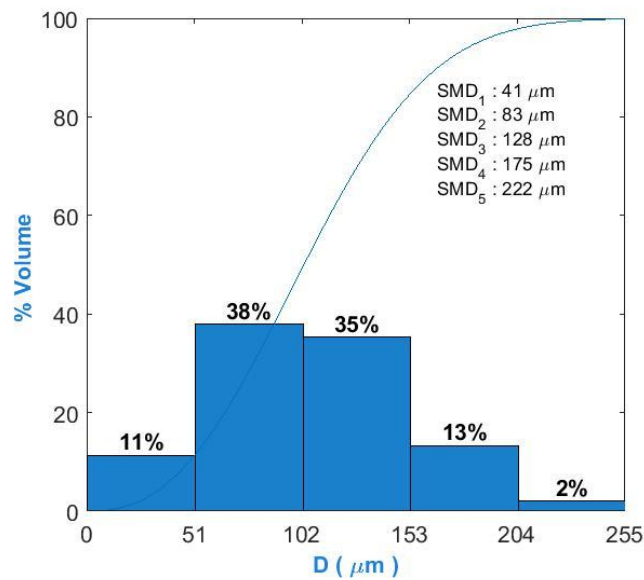
A Figura 3.13 mostra como o Diâmetro Médio de Sauter de todo o spray influencia a distância de vaporização completa das gotas, considerando 5 parcelas de gotas e $q = 2,5$. Observa-se que quanto maior o SMD, maior é a distância de vaporização completa das gotas, uma vez que um diâmetro médio

maior produz parcelas de gotas com diâmetros maiores, conforme indicado na Figura 3.14.

Figura 3.14 – Influência do SMD sobre as percentagens de volume das gotas considerando 5 parcelas de gotas e $q = 2.5$.



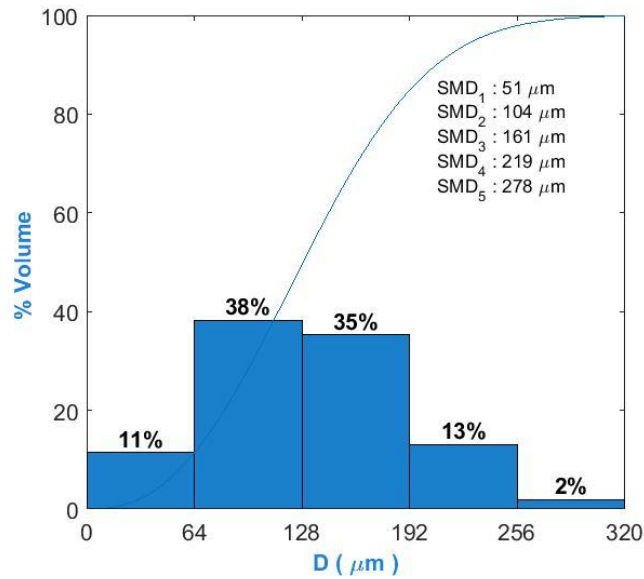
(a) SMD = 50 μm



(b) SMD = 80 μm

continua

Figura 3.14 – Conclusão.



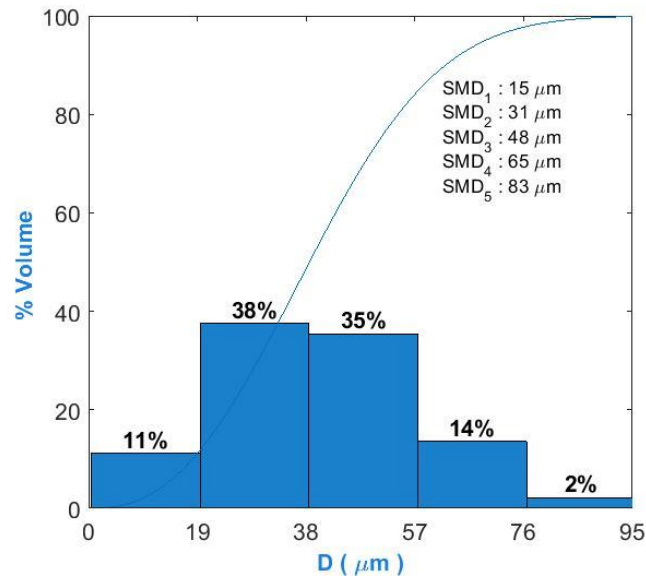
(c) SMD = 100 μm

Fonte: Produção do autor.

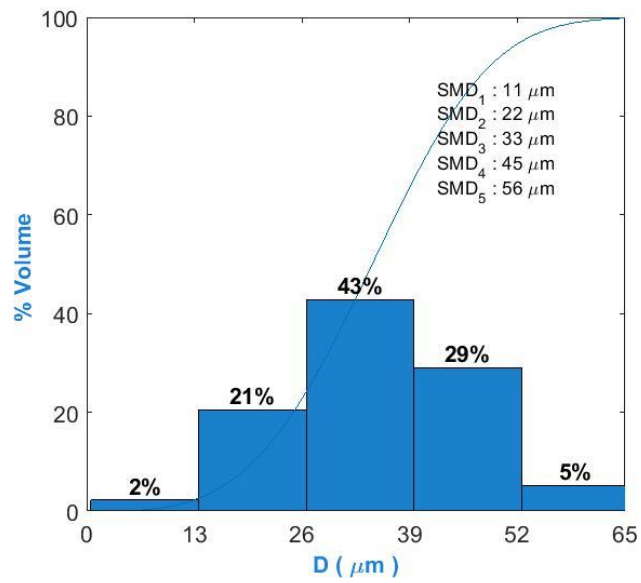
Gotas de diâmetros maiores possuem mais massa a ser evaporizada e necessitam de mais tempo para a vaporização. Sendo assim, quanto maior o diâmetro médio de Sauter maior o tempo necessário para vaporização da gota e maior é a distância de vaporização completa das gotas.

Pode-se notar também que a uniformidade do spray é inversamente proporcional à distância de vaporização total das gotas, esse fenômeno ocorre porque quanto maior for q mais uniforme é o spray e menor será a incidência de gotas com diâmetros que diferem muito do diâmetro médio de Sauter. Esse efeito é observado na Figura 3.15.

Figura 3.15 – Porcentagens em volume para 5 parcelas das gotas, SMD = 30 μm para diversos valores de q .



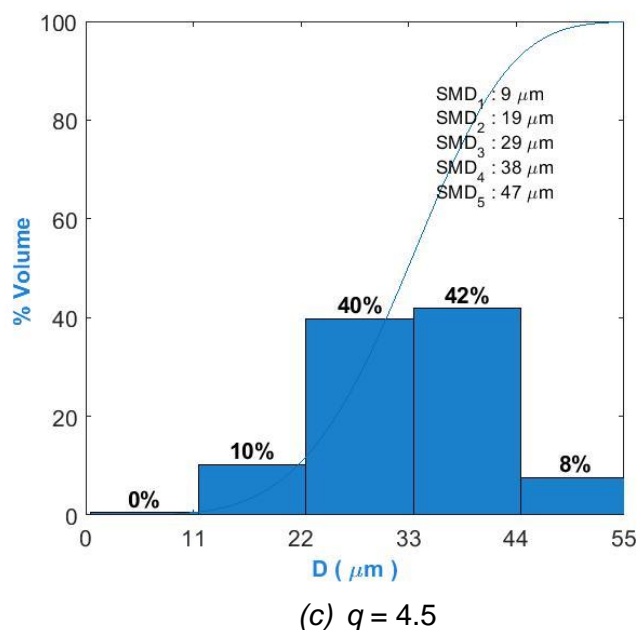
(a) $q = 2.5$



(b) $q = 3.5$

continua

Figura 3.15 – Conclusão.



Fonte: Produção do autor.

Logo, quanto mais uniforme for o spray, com valores de q maiores, o diâmetro médio da parcela de maior diâmetro é reduzido, aproximando-se do diâmetro médio de Sauter de todo o spray. Não existirão parcelas de gotas com diâmetros muito maiores que o SMD do spray e, em consequência, a distância de vaporização completa das gotas será menor.

3.5 Influência da dilatação da gota

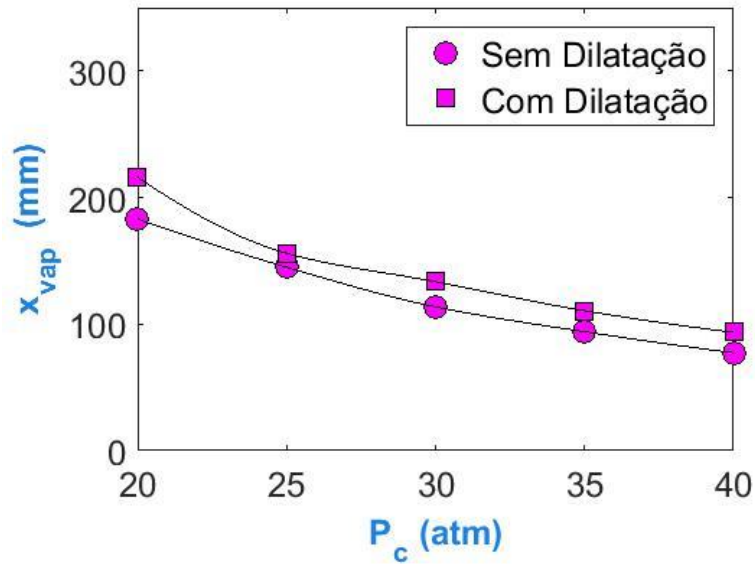
A influência da dilatação térmica das gotas dos propelentes é avaliada considerando os parâmetros apresentados na Tabela 3.5.

A Figura 3.16 compara a distância de vaporização completa de gotas com e sem dilatação térmica, para diferentes pressões na câmara.

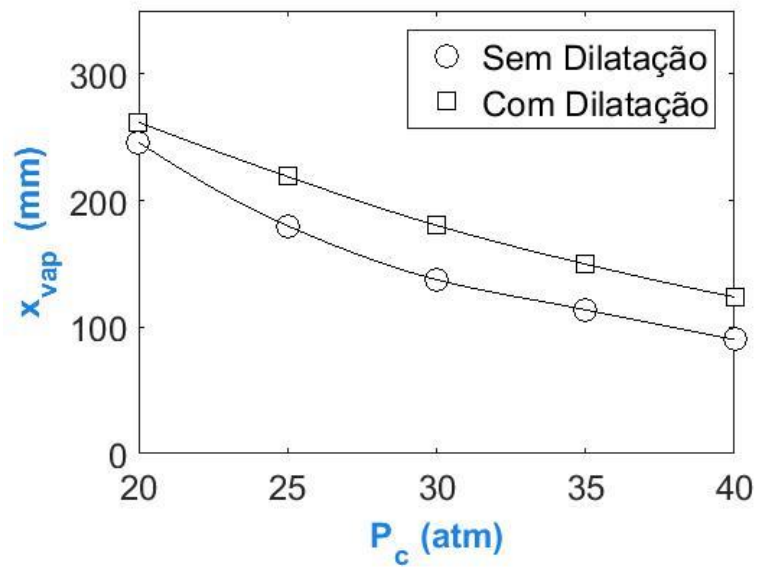
Tabela 3.5- Parâmetros para análise da influência da dilatação das gotas sobre a distância de vaporização completa.

$N=5$ parcelas	$T_{go} = 600 K$
$\dot{m}_F = 0.8 kg/s$	$SMD_F = 75 \mu m; SMD_{Ox} = 50 \mu m$
$\dot{m}_{Ox} = 1.667 kg/s$	$q=2.5$

Figura 3.16 – Distâncias de vaporização das gotas com e sem dilatação térmica, para diferentes pressões na câmara.



(a) Etanol



(b) Oxigênio líquido

Fonte: Produção do autor.

Conforme a Figura 3.16 a dilatação das gotas causada pelo aquecimento da gota aumenta a distância de vaporização completa.

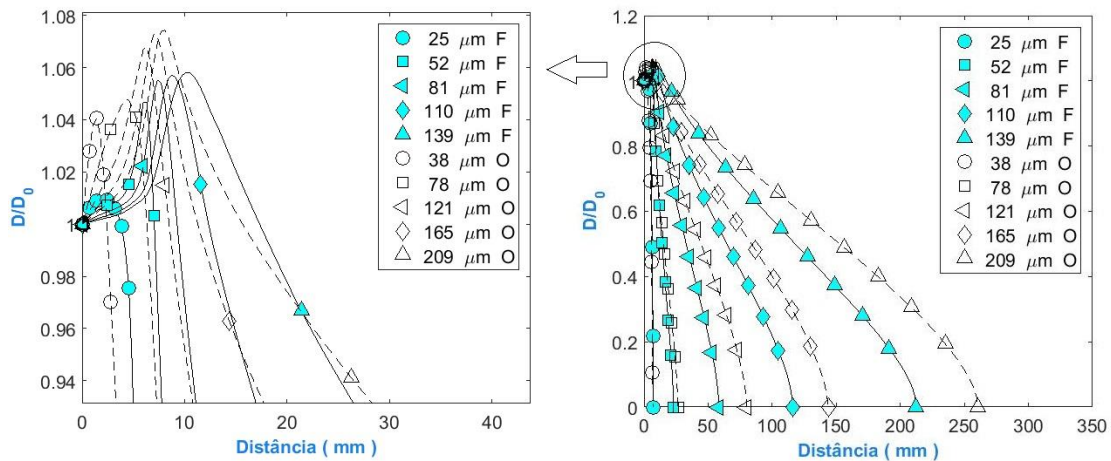
O aumento do diâmetro aumenta a área superficial da gota e, em decorrência, eleva o transporte de calor do gás para a gota, o que reduz a temperatura do gás e, conseqüentemente, diminui a taxa de evaporação da gota.

A dilatação térmica e a evaporação influenciam o diâmetro da gota. A Figura 3.17 mostra a variação do diâmetro adimensional de 5 parcelas de gotas de combustível e de 5 parcelas de gotas de oxidante.

As gotas maiores de oxidante apresentam as maiores dilatações térmicas que podem alcançar mais de 7 % a cerca de 10 mm do injetor. A dilatação térmica das maiores gotas de combustível é máxima, em torno de 6 %, a cerca de 15 mm do injetor.

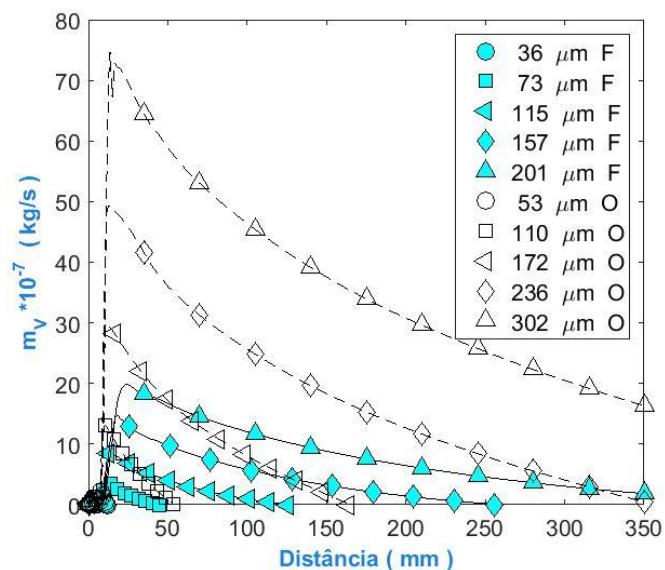
A Figura 3.18 compara as taxas de vaporização das gotas com e sem dilatação térmica.

Figura 3.17 – Efeito da dilatação das gotas sobre o diâmetro adimensional para 5 parcelas de gotas de combustível e 5 parcelas de gotas de oxidante.

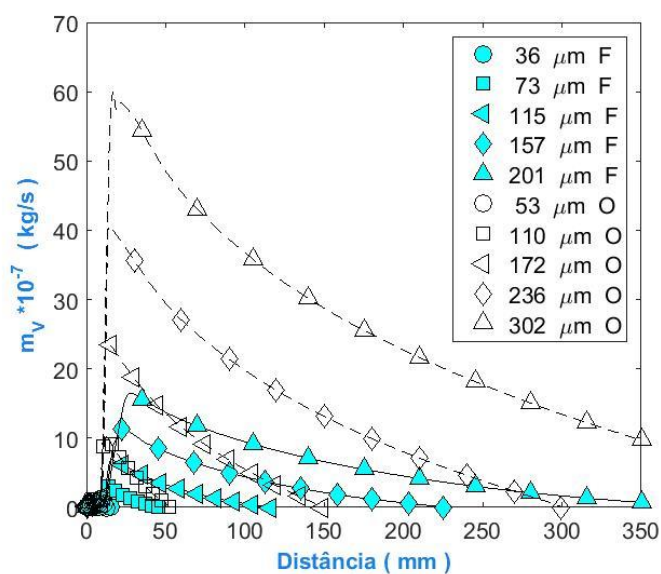


Fonte: Produção do autor.

Figura 3.18 – Taxas de vaporização das gotas com e sem dilatação térmica, para 5 parcelas de gotas de oxidante e 5 parcelas de gotas de combustível.



(a) Gotas com dilatação térmica



(b) Gotas sem dilatação térmica

Fonte: Produção do autor.

Observa-se na Figura 3.18 que a taxa de vaporização considerando a dilatação térmica das gotas é maior do que a taxa de vaporização quando se ignora esse fenômeno. As explicações são similares às dadas com relação à Figura 3.17.

As gotas maiores (com efeito da dilatação) possuem área superficial maior, absorvem uma maior quantidade de calor do gás e conseqüentemente eleva-se a taxa de evaporação. A diminuição do diâmetro começa quando a taxa de evaporação supera o efeito da dilatação das gotas.

3.6 Propulsor do projeto Perseus

O escoamento reativo multifásico na câmara de combustão do propulsor MLE5K-S1a, desenvolvido no âmbito do projeto PERSEUS, foi simulado numericamente com base nos parâmetros apresentados na Tabela 3.6.

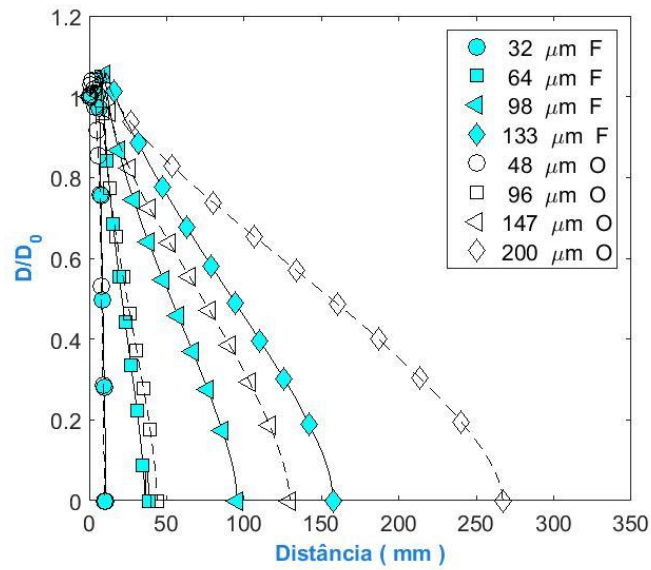
Tabela 3.6 - Parâmetros para análise do propulsor MLE5K-S1a.

$N=8$ parcelas	$T_{Ox} = 90 K$
$P_C=19$ bar	$v_{injF} = 33 m/s$
$\dot{m}_F = 0.8 kg/s$	$v_{injOx} = 27 m/s$
$\dot{m}_{Ox} = 1.2 kg/s$	$T_{go} = 600 K$
$T_F = 303 K$	$SMD_F = 75 \mu m; SMD_{Ox} = 50 \mu m$

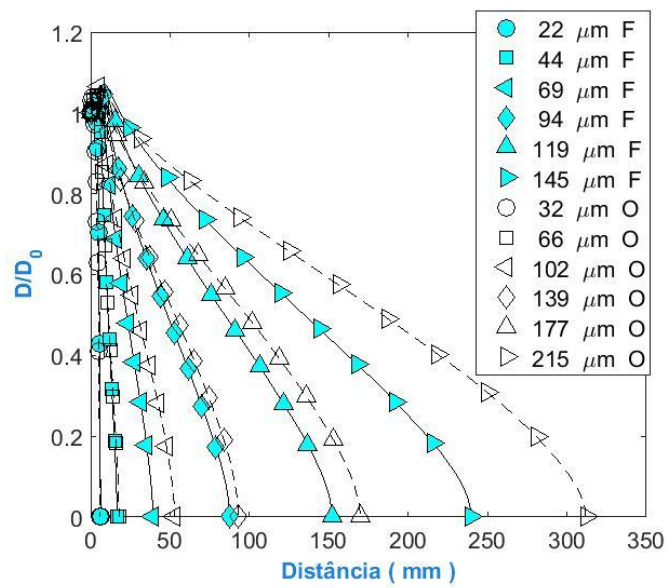
Uma vez que as distribuições de diâmetros de gotas e os diâmetros médios das gotas dos propelentes usados no propulsor MLE5K-S1a não foram divulgadas, investigaram-se os parâmetros adequados para fornecer um comprimento de câmara suficiente para combustão completa, com base na distância de vaporização das gotas. Para este fim foram testados diversos diâmetros médios de gotas e diferentes números de parcelas de gotas.

Determinou-se inicialmente que $SMD_F = 75 \mu m$ e $SMD_{Ox} = 50 \mu m$ eram diâmetros suficientes para representação dos sprays de combustível e oxidante, respectivamente. A influência do número de parcelas de gotas foi também investigada e os resultados são apresentados na Figura 3.19.

Figura 3.19 – Efeito do número de parcelas de gotas sobre o comprimento de vaporização completa para simulação do escoamento reativo no propulsor MLE5K-S1a.



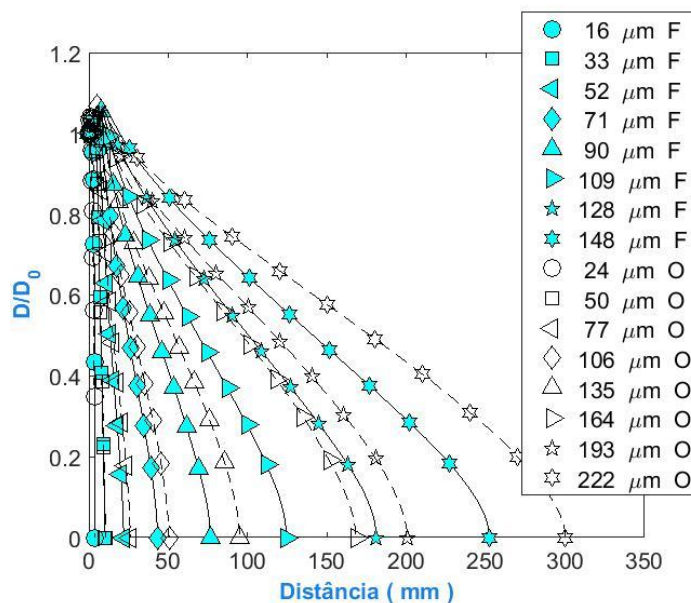
(a) 4 parcelas de gotas



(b) 6 parcelas de gotas

continua

Figura 3.19 – Conclusão.



(c) 8 parcelas de gotas

Fonte: Produção do autor.

De acordo com a Figura 3.19, pode-se notar que não há diferença significativa ao se determinar o comprimento de vaporização completa com 6 ou 8 parcelas de gotas no propulsor MLE5K-S1a. Em consequência, foram determinados os demais parâmetros do escoamento considerando 8 parcelas de gotas.

Foram, então, obtidos os perfis de temperatura do gás, perfis de razões de equivalência, temperaturas das gotas, velocidades das gotas, velocidade relativa entre gás e gotas, números de Mach do escoamento, coeficientes politrópicos e as temperaturas das superfícies externa e interna da parede da câmara do propulsor MLE5K-S1a, conforme mostrado, respectivamente, nas Figuras 3.20 a 3.25.

A Figura 3.20 mostra que a temperatura do gás sobe rapidamente e alcança seu valor máximo, próximo a 3400 K, em uma posição a cerca de 40 mm da placa injetora. O perfil de razão de equivalência sobe também rapidamente até alcançar um máximo, em torno de 1,04, a cerca de 30 mm da placa injetora e mantém-se constante e igual a 1 a partir de cerca de 120 mm da placa injetora. A temperatura na maior parte da câmara é próxima da temperatura de chama adiabática na condição estequiométrica.

A Figura 3.21 indica que as temperaturas das gotas de combustível e oxidante alcançam valores de equilíbrio, cerca de 450 K e 180 K, respectivamente, bem próximo à placa injetora. Estas temperaturas se mantêm constantes até a vaporização completa das gotas.

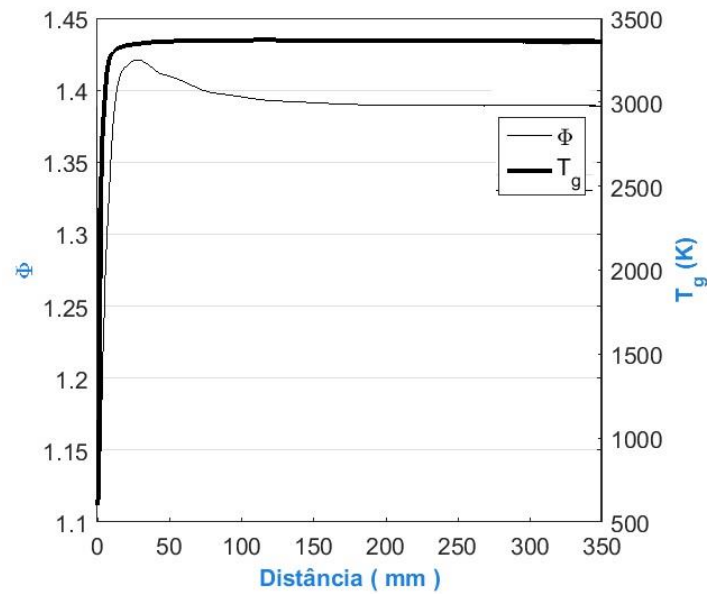
A Figura 3.22 demonstra que a velocidade do gás atinge seu valor máximo a cerca de 100 mm da placa injetora, mantendo-se constante em torno de 130 m/s a partir deste ponto. As gotas atingem a velocidade dos produtos gasosos próximo da sua vaporização completa e as velocidades das gotas menores sobem mais rapidamente que as velocidades das gotas maiores.

A Figura 3.23 mostra que a velocidade relativa entre gás e as gotas ao longo da câmara de combustão atinge um valor máximo, em torno de 45 m/s, a cerca de 20 mm da placa injetora. A velocidade relativa de uma gota é zero somente quando ocorre a sua vaporização completa.

A Figura 3.24 indica que o número de Mach do escoamento gasoso sobe rapidamente até alcançar um valor máximo de cerca de 0,115 a cerca de 100 mm da placa de injeção. Isto indica que a hipótese de um escoamento isobárico é apropriada. A razão de calores específicos apresenta um valor mínimo, próximo de 1,18, e se estabiliza a cerca de 30 mm da placa de injeção, quando permanece a partir daí em um valor próximo de 1,22.

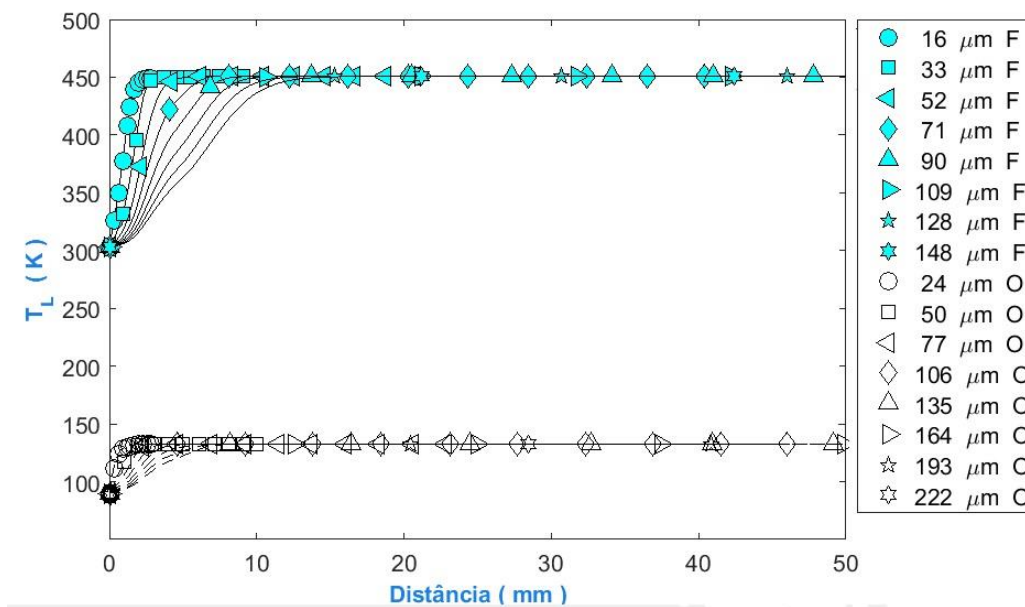
A Figura 3.25 demonstra que as temperaturas das superfícies externa e interna da parede da câmara de combustão do propulsor MLE5K-S1a sobem continuamente na maior parte da câmara até as temperaturas alcançarem valores máximos de cerca de 2400 K no fim da câmara. Isto indica a necessidade de algum tipo de refrigeração ou a realização de testes curtos.

Figura 3.20 – Perfis de temperatura do gás e da razão de equivalência ao longo da câmara do propulsor MLE5K-S1a.



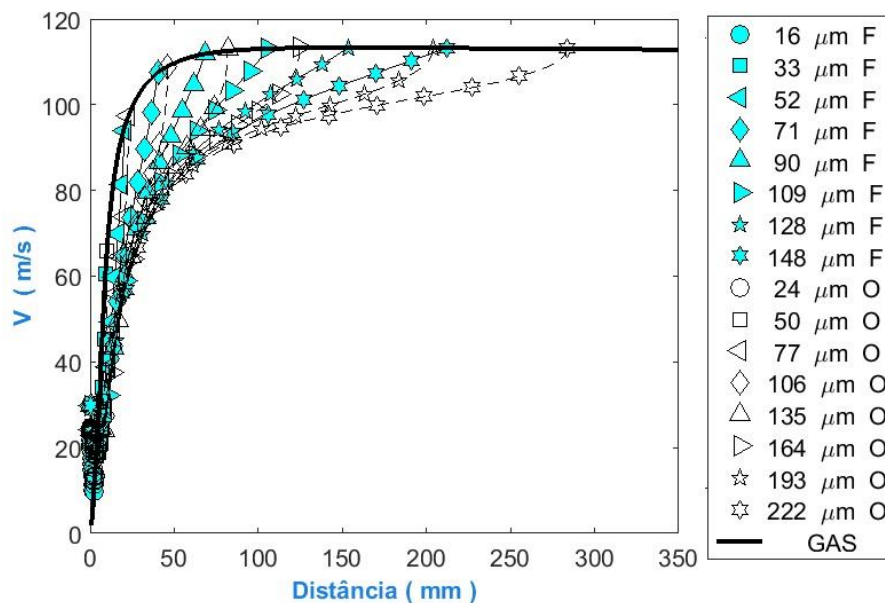
Fonte: Produção do autor.

Figura 3.21 – Temperaturas das gotas dos propelentes ao longo da câmara de combustão do propulsor MLE5K-S1a.



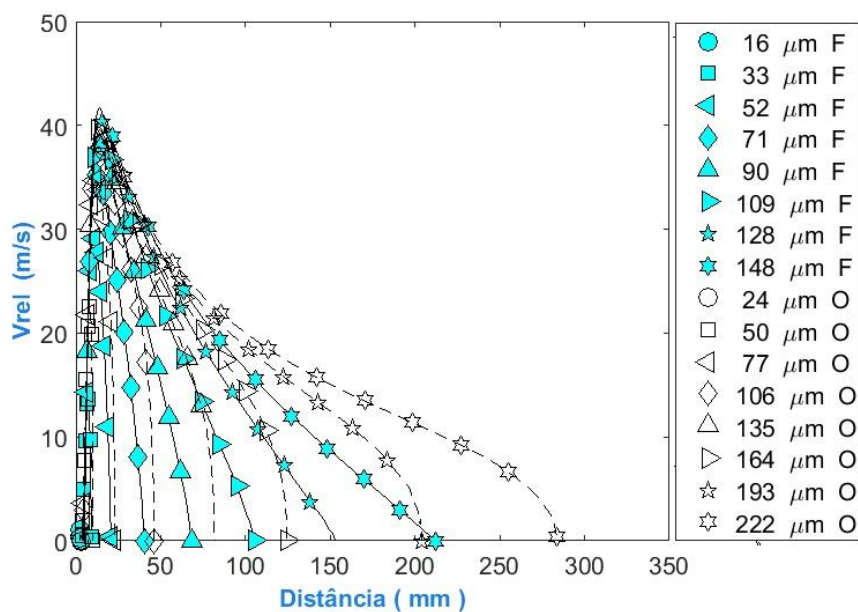
Fonte: Produção do autor.

Figura 3.22 – Velocidades das gotas dos propelentes e dos produtos gasosos ao longo da câmara de combustão do propulsor MLE5K-S1a.



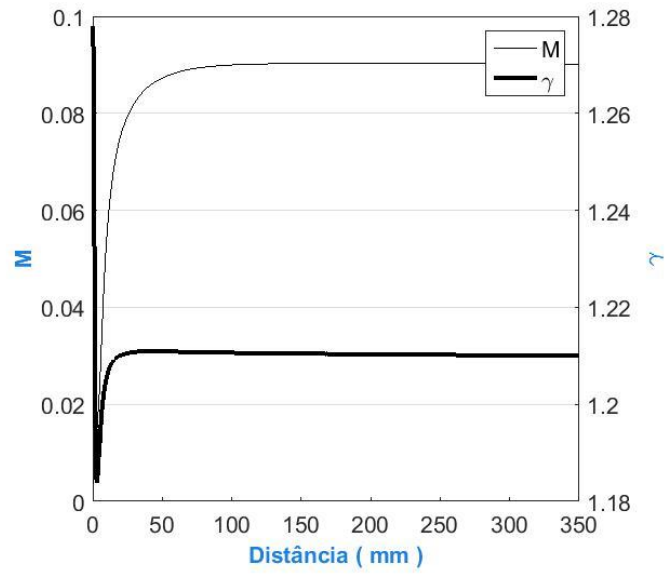
Fonte: Produção do autor.

Figura 3.23 – Velocidade relativa entre gás e as gotas ao longo da câmara de combustão do propulsor MLE5K-S1a.



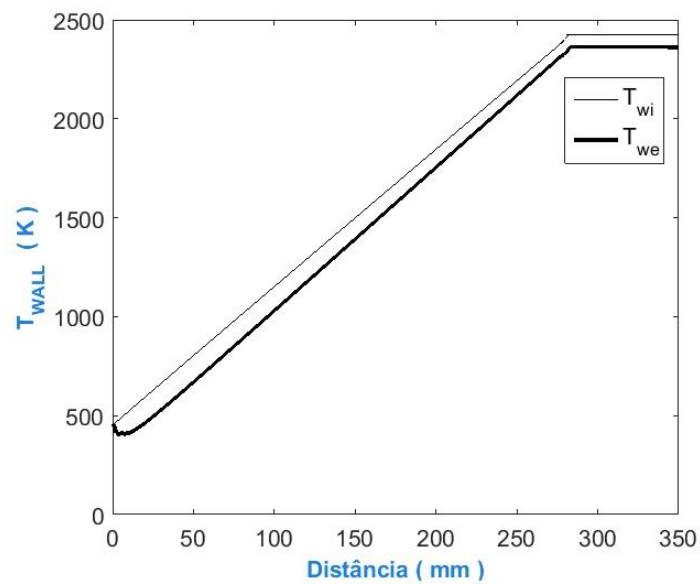
Fonte: Produção do autor.

Figura 3.24– Números de Mach e coeficientes politrpicos ao longo da câmara de combustão do propulsor MLE5K-S1a.



Fonte: Produção do autor.

Figura 3.25 – Temperaturas das superfícies externa e interna da parede da câmara de combustão para o propulsor MLE5K-S1a.



Fonte: Produção do autor.

3.7 Comprimento útil da câmara de combustão

O comprimento de vaporização completa das gotas varia em função do número de parcelas de gotas. Quanto maior o número de parcelas de gotas usado para representar o spray, maiores são os diâmetros médios das gotas considerados, podendo aumentar o comprimento de vaporização. Alternativamente, pode-se definir o comprimento de vaporização em termos da fração de volume de líquido vaporizado, por exemplo, 99%, ou considerar gotas até um certo diâmetro máximo.

As Figuras 3.26 e 3.27 mostram as distribuições das gotas considerando-se de 8 a 20 parcelas de gotas para o etanol e para o oxigênio líquido, respectivamente.

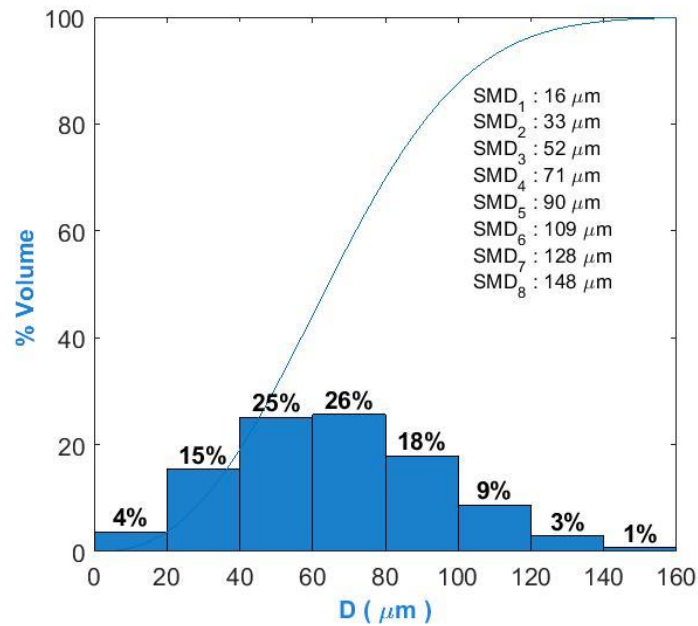
A Figura 3.26a indica que 99% do spray representado por 8 parcelas de gotas contém gotas com diâmetro de 1 a 140 μm e que apenas 1% do volume do spray é ocupado por gotas com 148 μm de diâmetro, que corresponde à parcela de maior diâmetro médio de gotas.

Analogamente, esse fenômeno é observado nas demais simulações contendo os diferentes números de parcelas tanto para o etanol quanto para o oxigênio líquido.

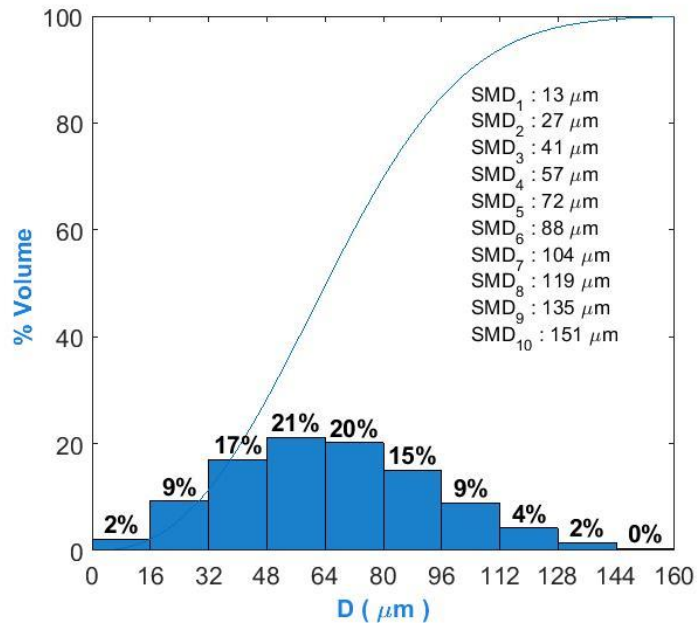
Na Figura 3.26 observa-se para diversos números de parcelas que as gotas com diâmetros acima de 144 μm ocupam volume muitas vezes inferiores a 1%, podendo ser desconsiderado esse volume para determinar o comprimento da câmara de combustão.

Na Figura 3.27 observa-se que para diversos números de parcelas de gotas que as gotas com diâmetros acima de 200 μm ocupam volume muitas vezes inferiores a 1%, podendo ser também desconsiderado esse volume para determinar o comprimento da câmara de combustão.

Figura 3.26 – Porcentagens em volume para 8,10,12,14,16,18 e 20 parcelas do combustível.



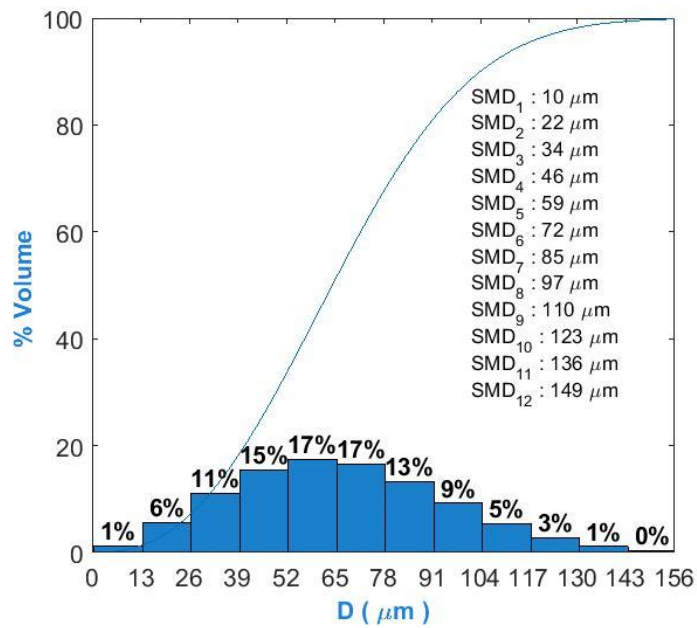
(a) 8 parcelas.



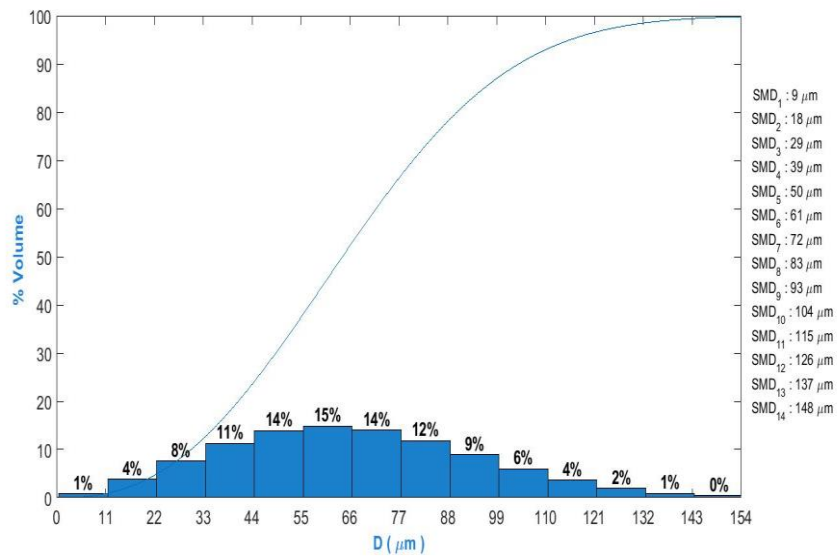
(b) 10 parcelas.

continua

Figura 3.26 – Continuação.



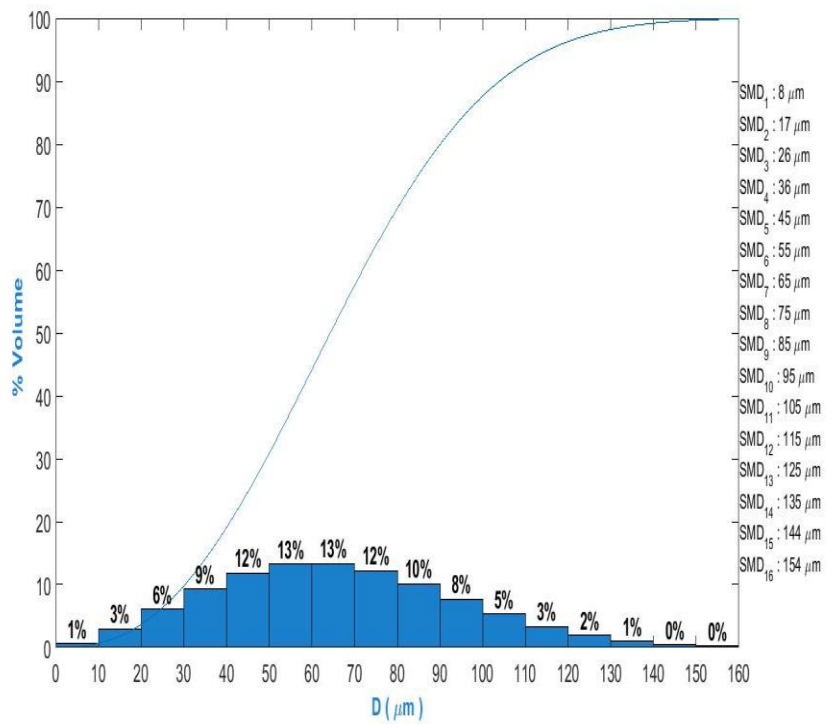
c) 12 parcelas.



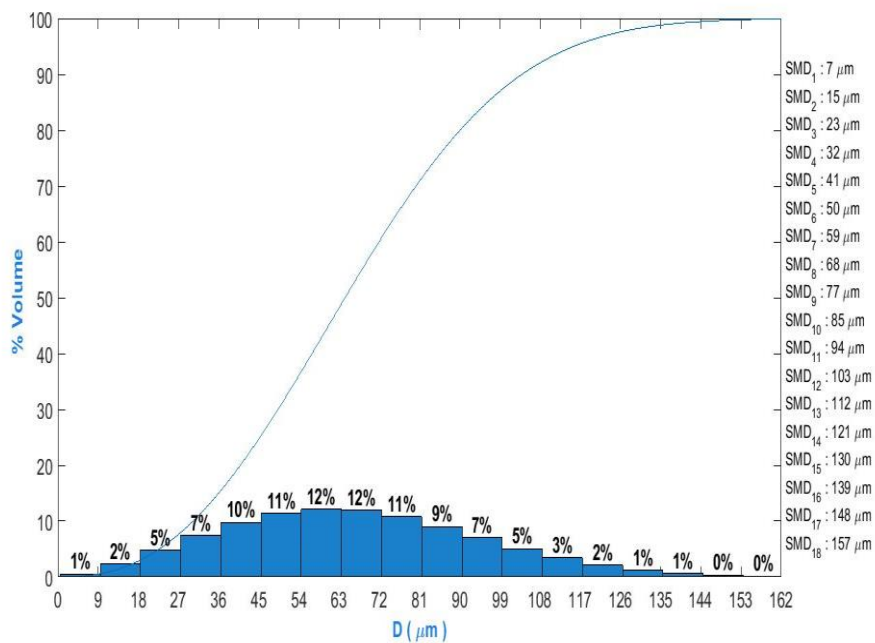
d) 14 parcelas.

continua

Figura 3.26 – Continuação.



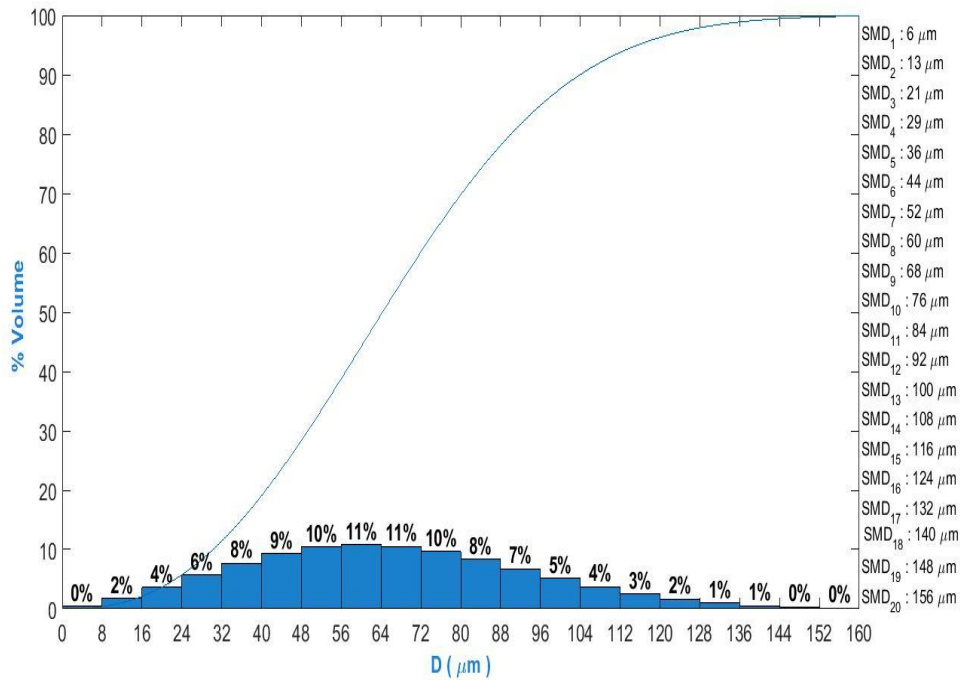
e) 16 parcelas.



f) 18 parcelas.

continua

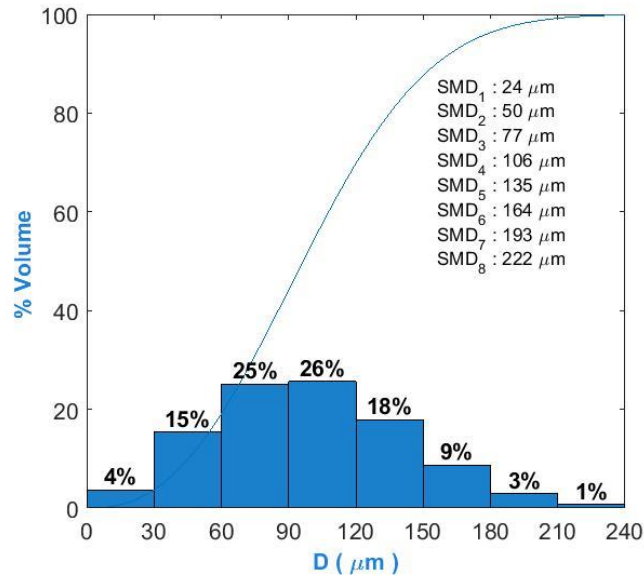
Figura 3.26 – Conclusão.



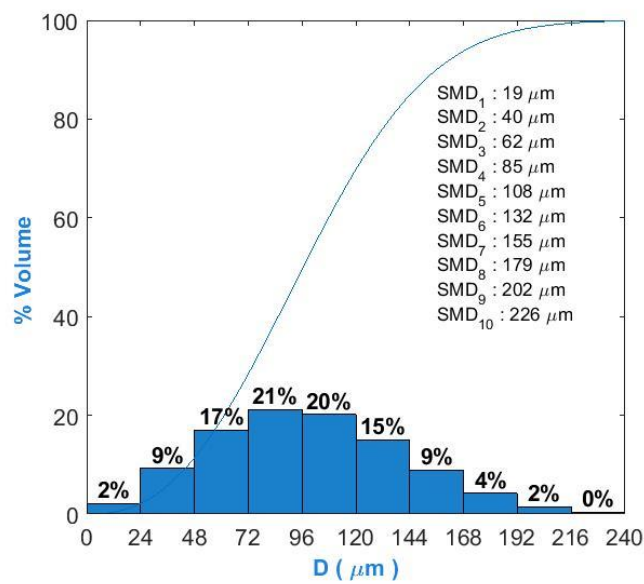
g) 20 parcelas.

Fonte: Produção do autor.

Figura 3.27 – Porcentagens e volume para 8,10,12,14,16,18 e 20 parcelas do oxidante.



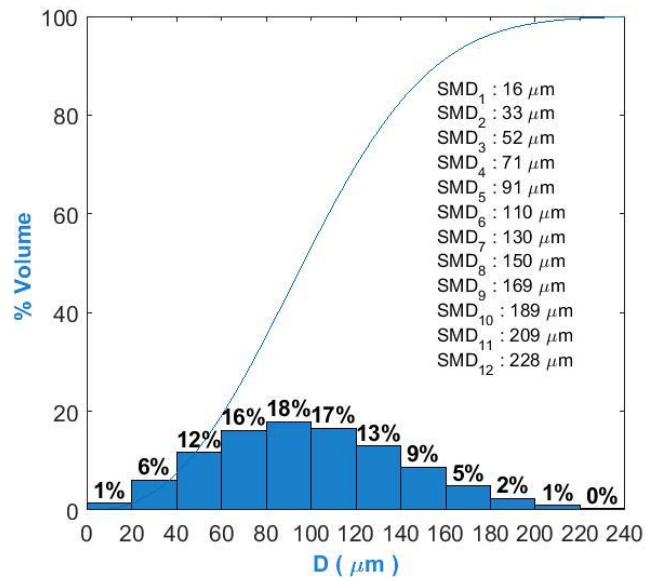
a) 8 parcelas.



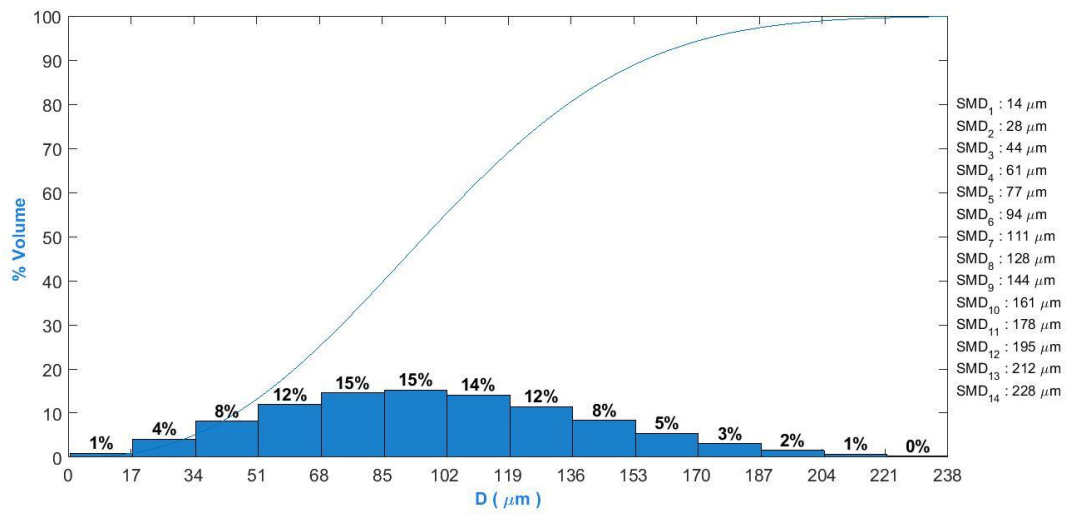
b) 10 parcelas.

continua

Figura 3.27 – Continuação.



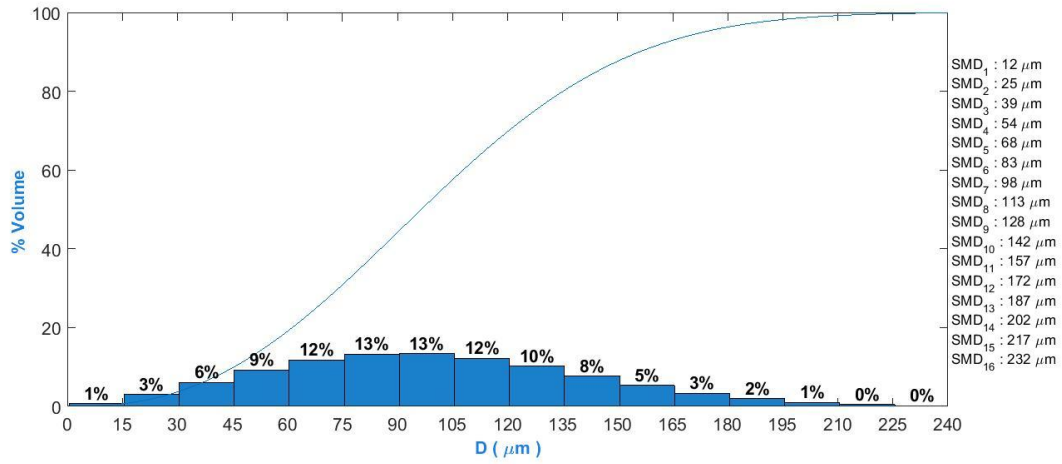
c) 12 parcelas.



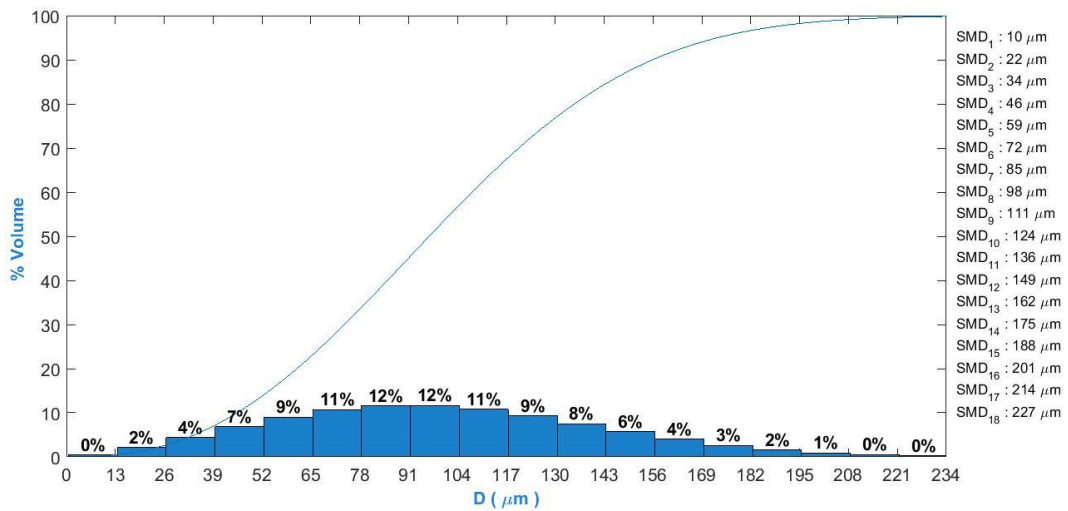
d) 14 parcelas.

continua

Figura 3.27 – Continuação.



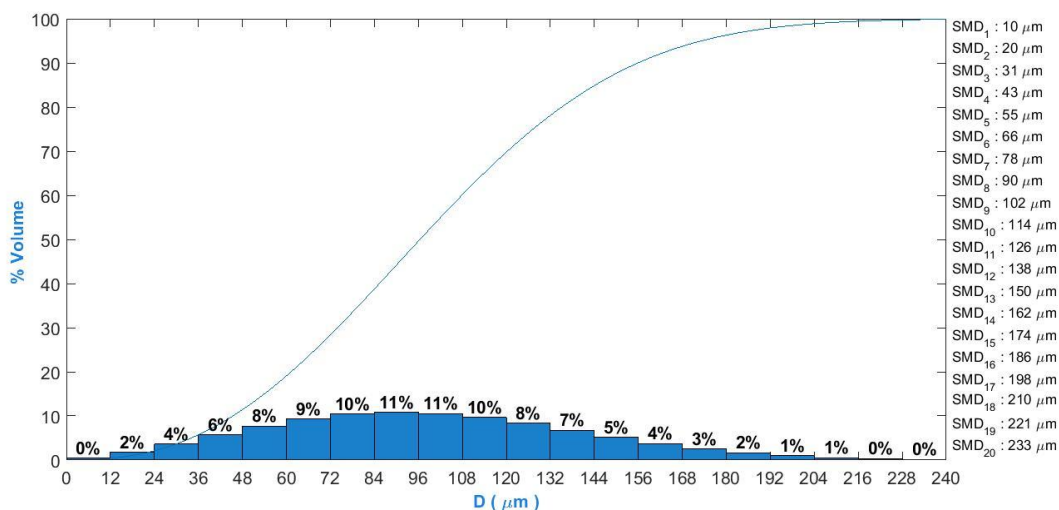
e) 16 parcelas.



f) 18 parcelas.

continua

Figura 3.27 – Conclusão.



g) 20 parcelas.

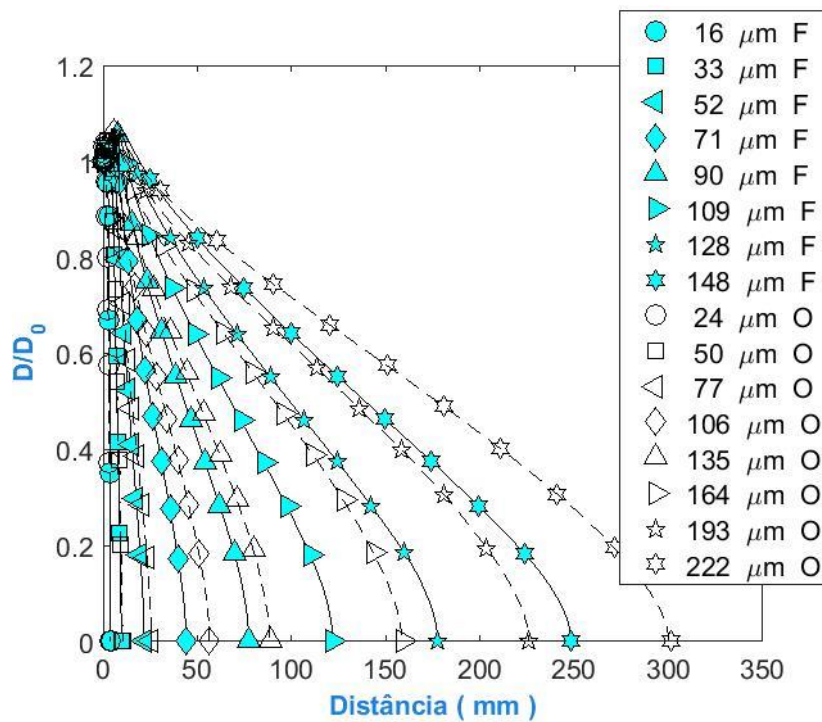
Fonte: Produção do autor.

A Figura 3.28 mostra a redução da câmara de combustão considerando-se apenas 99% do volume do spray, isto é, eliminando-se a parcela de gotas com diâmetros maiores, que têm um comprimento de vaporização maior.

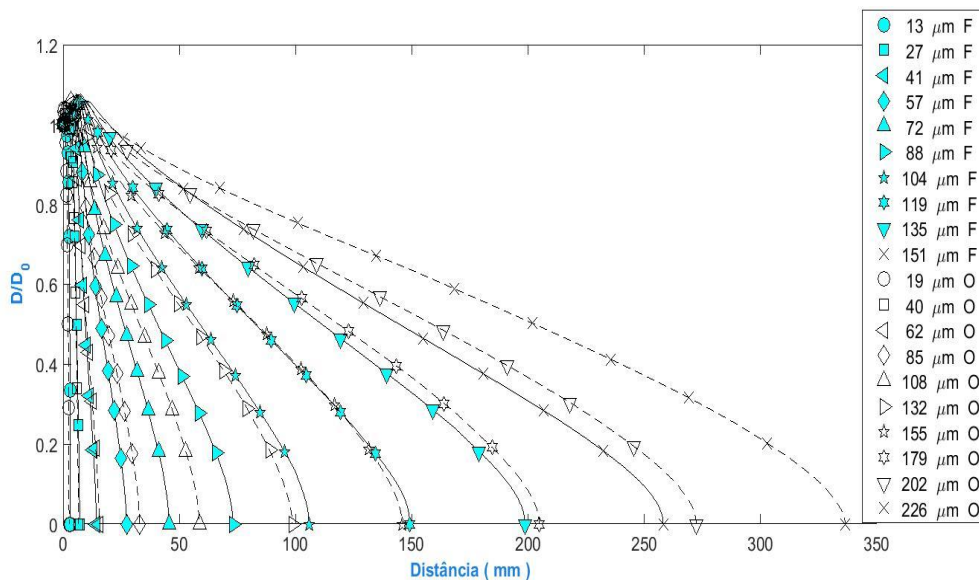
A Figura 3.28a indica uma redução do comprimento da câmara de combustão de mais de 50 mm, com um comprimento de menos de 250 mm, desconsiderando-se as gotas de diâmetros maiores que 148 µm no caso do etanol e 193 µm no caso de oxigênio líquido.

Analogamente, as Figuras 3.28b-3.28f demonstram uma redução significativa do comprimento da câmara de combustão quando são desconsideradas as parcelas de gotas maiores (que possuem um volume de 1% ou menor), ou seja, considerando-se apenas 99% do volume dos sprays.

Figura 3.28 – Diâmetro adimensional das gotas versus distância para modelo numérico com 8,10,12,14,16,18 e 20 parcelas de gotas.
 F = combustível, O = oxidante.



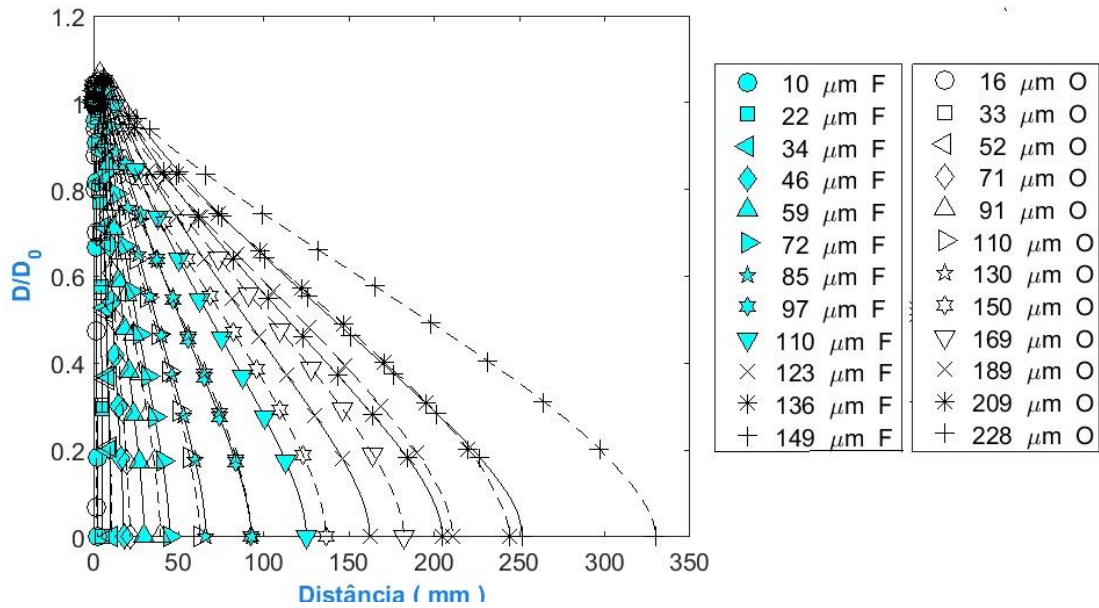
a) 8 parcelas.



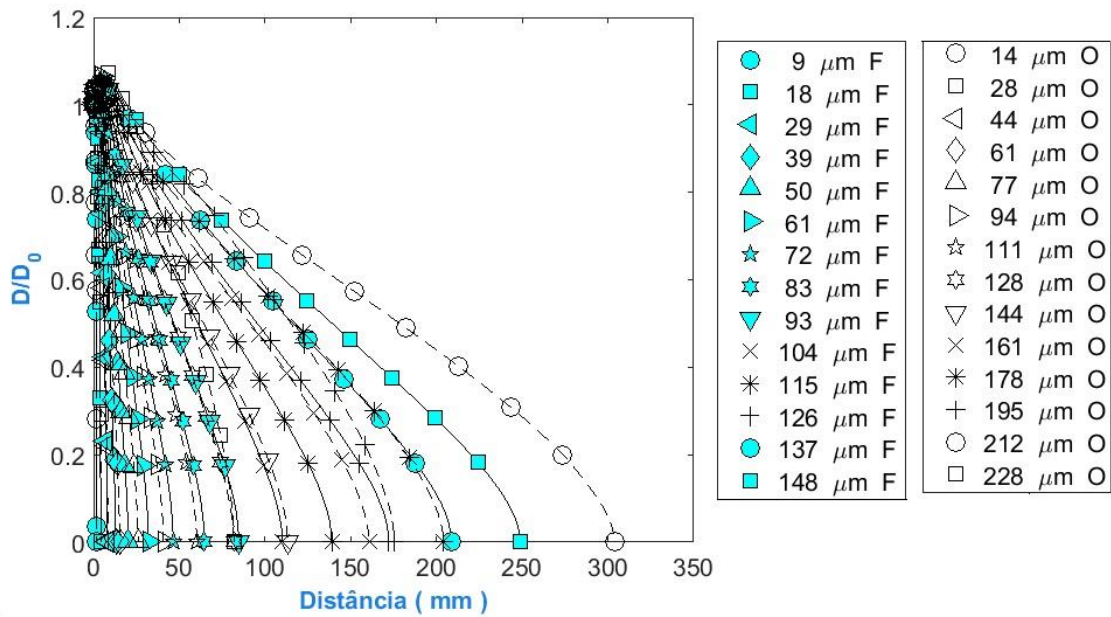
b) 10 parcelas.

continua

Figura 3.28 – Continuação.



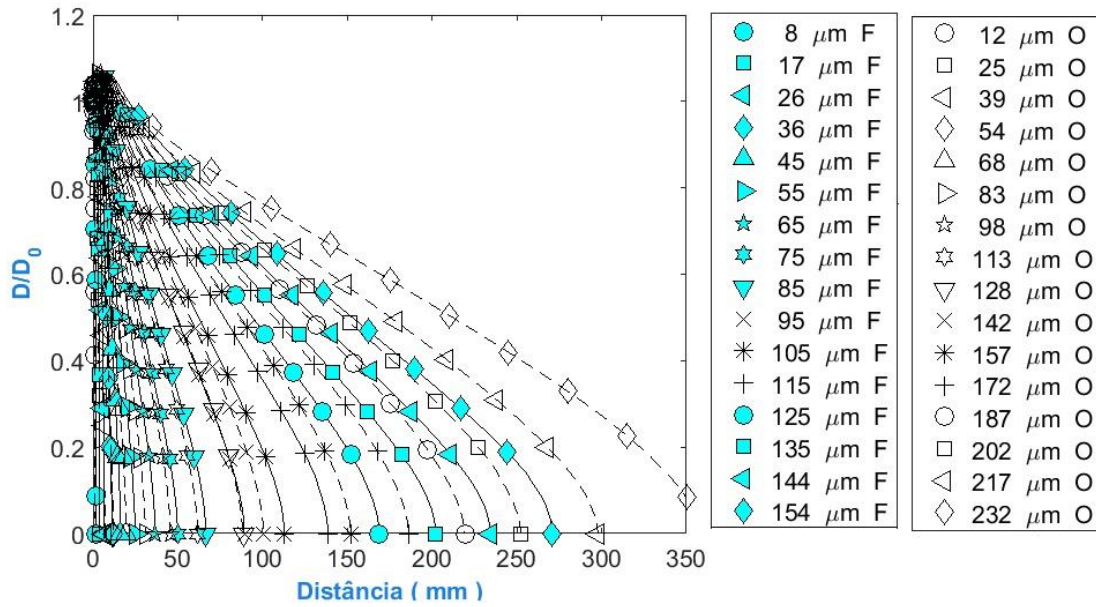
c) 12 parcelas.



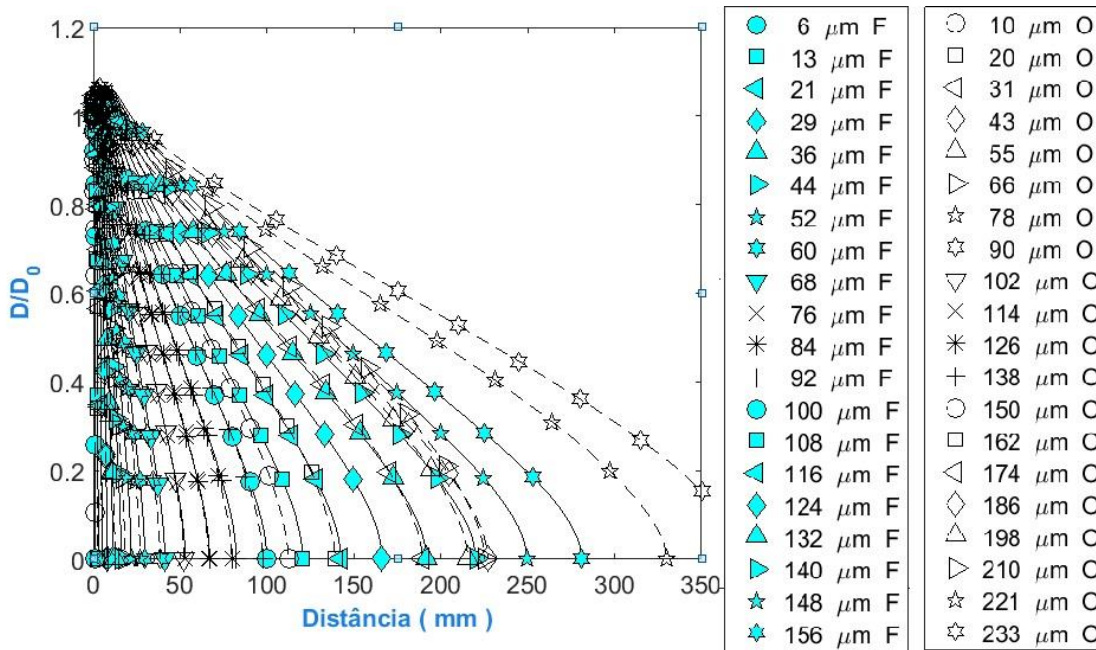
d) 14 parcelas.

continua

Figura 3.28 – Conclusão.



e) 16 parcelas.



f) 20 parcelas.

Fonte: Produção do autor.

4 CONCLUSÕES E SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

O presente trabalho apresentou simulações numéricas do escoamento reativo de sprays de etanol e oxigênio líquido em câmaras de combustão de propulsores espaciais, em pressões subcríticas, empregando-se o código numérico 1D desenvolvido por Valverde-Salvador (2004). Considerou-se um processo controlado pela vaporização das gotas, tendo em conta que a reação química é um processo mais rápido que a vaporização.

O par etanol + oxigênio líquido é um bipropelente “verde”, apresentando baixa toxicidade e de reduzido impacto ambiental, quando comparado aos propelentes convencionais como a hidrazina e o MMH.

Foram avaliados os efeitos de diversos parâmetros como pressões na câmara, razões de equivalência, diâmetros médios de gotas, distribuições de diâmetros de gotas, uniformidade do spray e dilatação térmica das gotas sobre os comprimentos de vaporização completa do spray de combustível e oxidante.

O comprimento de vaporização completa é um parâmetro importante para o projeto de propulsores, visando garantir a combustão completa dentro da câmara.

Verificou-se que o comprimento de vaporização diminui com o aumento da pressão da câmara, aumenta com a elevação do diâmetro médio das gotas, e diminui com o aumento da uniformidade do spray.

Observou-se que a dilatação das gotas aumenta a distância de vaporização das gotas, devido à redução da temperatura do gás.

Observou-se também que o comprimento de vaporização total das gotas aumenta inicialmente com o aumento do número de parcelas de gotas. Todavia, quando se usam números de parcelas de gotas maiores há uma tendência de estabilização do comprimento de vaporização.

Foi realizado também um estudo da câmara de combustão do propulsor MLE5K-S1a do projeto Perseus, identificando-se tamanhos de gotas e distribuições de gotas adequados para combustão completa na câmara. Foram determinadas as velocidades das gotas, temperaturas das gotas e dos produtos gasosos, números de Mach, razão de calores específicos e as temperaturas das superfícies interna e externa da câmara.

Como sugestões de trabalhos futuros citam-se a implementação de um modelo de vaporização para pressões supercríticas, a análise de outros propelentes verdes, a utilização de um integrador mais robusto, eventualmente com apoio de um código de equilíbrio químico mais completo, e a extensão do modelo considerando variações radiais de propriedades.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- ALMEIDA, D. S.; SANTOS, E. A.; LANGEL, G. **Upper stage liquid propellant rocket Engine: a case analysis**. Disponível em: <https://doi.org/10.1590/jatm.v13.1203>. Acesso em: 17 mar. 2022.
- ANFLO, K.; GRÖNLAND, T. A. Towards green propulsion for space craft with ADN-based monopropellants. In: AIAA/ASME/SAE/ASEE JOINT PROPULSION CONFERENCE, 38., 2002. **Proceedings...** 2002.
- ARAÚJO, T. B.; PAGLIUCO, C. M. M.; ALMEIDA, D. S.; PFÜTZENREUTER, L. **Stability characteristics of the I75 lox-ethanol rocket engine**. Disponível em: <https://www.researchgate.net/publication/325595531>. Acesso em: 17 mar. 2022.
- ASHGRIZ, N. **Handbook of atomization and sprays: theory and applications**. London: Springer, 2011.
- BABINSKY, E.; SOJKA, P. Modeling drop size distributions. **Progress in Energy and Combustion Science**, v. 28, n. 4, p. 303–329, 2002. 13, 14.
- CHIN, J. S.; LEFEBVRE, A. H. Steady-state evaporation characteristics of hydrocarbon fuel drops. **AIAA Journal**, v.21, n.10, p. 1437-1443, 1985.
- CHUN, C. K. S. **Thunder over the horizon: from V-2 rockets to ballistic missiles**. London: Praeger Security International, 2006. 237p.
- DELPY R.; OSWALD, J. Perseus project 5kN LOX/ethanol rocket engine fire tests. In: EUCASS, 7., 2017. **Proceedings...** 2017.
- EUROPEAN COMMUNITIES. **GRASP—Green Advanced Space Propulsion: let's make spacecraft green**. Disponível em: www.ec.europa.edu . Acesso em: 15 fev. 2022.
- GILL E.; D'AMICO S.; MONTENBRUCK, O. **Autonomous formation flying for the PRISMA mission**. Disponível em: <http://dx.doi.org/10.2514/1.23015>. Acesso em: 17 fev. 2022.
- GORAKULA, S.; BONDUGULA, M. S. R.; PATEL, S.; INAPANURY, A. Hydrogen peroxide vs liquid methane: green bipropellants for future space propulsion applications. **International Journal of Scientific and Research Publications**, v. 11, n. 8, 2021. Disponível em: <http://dx.doi.org/10.29322/IJSRP.11.08.2021.p11643>. Acesso em: 5 fev. 2022.
- KITANO, T.; NISHIO, J.; KUROSE, R.; KOMORI, S. Effects of ambient pressure, gas temperature and combustion reaction on droplet evaporation. **Combustion Flame**, v.161, n. 2, p. 551-564, 2014.

KREJCI, D.; WOSCHNAK, A.; SCHARLEMANN, C.; PONWEISER, K. Structural impact of honeycomb catalysts on hydrogen peroxide decomposition for micro propulsion. **Chemical Engineering Research and Design**, v.90, p. 2302–2315. 2012. Disponível em: [Structural impact of honeycomb catalysts on hydrogen peroxide decomposition for micro propulsion - ScienceDirect](#). Acesso em: 10 jan. 2022.

LEFEBVRE, A. H.; MCDONELL, V. G. **Atomization and sprays**. New York: Taylor Francis; CRC Press, 2017. 301 p.

MARÈ A. G. M.; MOEREL J. L. P. A.; WELLAND-VELTMANS W. H. M.; WIERKX F. J. M.; ZEVENBERGEN J. Technology status of HNF-based monopropellants for satellite propulsion. In: INTERNATIONAL CONFERENCE ON GREEN PROPELLANTS FOR SPACE PROPULSION, 2., 2004, Chia Laguna, Sardinia, Italy. **Proceedings...** ESA, 2004.

MAYER, A.; WIELING, W. Green propulsion research at tno the Netherlands. **Sciendo**, v. 4, n.253, p. 1–24, 2018.

MEINHARDT, D.; BREWSTER, G.; CHRISTOFFERSON, S.; WUCHERER, E.J. Development and testing of new,han-based monopropellants in small rocket thrusters.In: AIAA/ASME/SAE/ASEE JOINT PROPULSION CONFERENCE, 34., 1998, Cleveland, OH, USA. **Proceedings...** 1998.

MITTENDORF, D.; FACINELLI, W. R. S. Experimental development of a monopropellant for space propulsion systems. In: AIAA/ASME/SAE/ASEE JOINT PROPULSION CONFERENCE, 33., 1997, Seattle, WA, USA. **Proceedings...** 1997.

MUGELE, R.; EVANS, H. D. Droplet size distributions in sprays. **Industrial and Engineering Chemistry**, v. 43, n. 6, p. 1317–1324, 1951.

MUNGAS, G.; VOZOFF, M.; RISHIKOF, B. NOFBX: a new non-toxic, green propulsion technology with high performance and low cost. In: THE INTERNATIONAL ASTRONAUTICAL CONGRESS, 63., 2012, Naples, Italy. **Proceedings...** 2012.

NASEEM, M. S.; JYOTI, B.V.S.; BAEK, S. W.; LEE, H. J; CHO, S. J. **Hypergolic studies of ethanol based gelled bi-propellant system for propulsion application**. 2017. Disponível em: <http://hdl.handle.net/10203/224892>. Acesso em: 7 fev. 2022.

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION (NASA). **Green propellant infusion mission (GPIM)**. Disponível em: www.nasa.gov. Acesso em: 15 fev. 2022.

NGUYEN, H. N.; CHENOWETH, J. A.; BEBARTA, C. V. S.; ALBERTSON, B. G. T. E.; NOWADLY, C. D. The toxicity, pathophysiology, and treatment of

acute hydrazine propellant exposure: a systematic review. **Military Medicine**, 2021.

PASINI, A.; PACE, G.; TORRE, L. A light unsaturated hydrocarbon and hydrogen peroxide as future green propellants for bipropellant thrusters. In: AIAA/SAE/ASEE JOINT PROPULSION CONFERENCE, 51., 2015, Orlando, FL. **Proceedings...** 2015.

PASINI, A.; TORRE, L.; ROMEO, L.; CERVONE, A.; MASI, L.; D'AGOSTINO, L. High mass flux tests on catalytic beds for H₂O₂ monopropellant thruster. In: SPACE PROPULSION CONFERENCE, 2010, San Sebastian, Spain. **Proceedings...** 2010.

PASINI, A.; PACE, G.; TORRE, L. Propulsive performance of 1n 98% hydrogen peroxide thruster. In: AIAA/SAE/ASEE JOINT PROPULSION CONFERENCE, 51., 2015, Orlando, FL, USA. **Proceedings...** 2015.

PFÜTZENREUTER, L.; LIPPERT C.; BURKHARDT, H; WAGNER, B. L75 lox ethanol engine: current status of thrust chamber and turbo pump cooperative development. In: AIAA/SAE/ASEE JOINT PROPULSION CONFERENCE, 51., 2017, Atlanta, GA. **Proceedings...** 2017.

RHODES, B.L.; RONNEY, P.D. Dynamics of a small-scale hydrogen peroxide vapor propulsion system. **Journal of Propulsion and Power**, v. 35, p. 595–600, 2019. Disponível em: [Dynamics of a Small-Scale Hydrogen Peroxide Vapor Propulsion System | Journal of Propulsion and Power \(aiaa.org\)](#). Acesso em: 13 jan. 2022.

URAMACHI, H.; SHIRAIWA, D.; TAKAI, T.; TANAKA, N.; KANEKO, T.; FURUKAWA, K. Green propulsion systems for satellites—development of thrusters and propulsion systems using low-toxicity propellants. **Mitsubishi Heavy Industries Tech**, v. 56, p. 1–7, 2019.

VALVERDE-SALVADOR, C. A. **Modelo matemático de câmaras de combustão bipropelentes**. 2004. 215 p. (INPE-11599-TDI/963). Dissertação (Mestrado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Combustão e Propulsão) — Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos, 2004.

WALLBANK, J.; SERMON, P.; BAKER, A.; COUTNEY, L.; SAMBROOK, R. Nitrous oxide as a green monopropellant for small satellites. In: INTERNATIONAL CONFERENCE ON GREEN PROPELLANTS FOR SPACE PROPULSION, 2., 2004, Sardinia, Italy. **Proceedings...** 2004.

WERLING, L.; HAßLER, M.; BÄTZ, P.; HELMUT, C.; SCHLECHTRIEM, S. Experimental performance analysis (c^* & c^* efficiency) of a premixed green propellant consisting of N₂O and C₂H₄. In: AIAA/SAE/ASEE JOINT

PROPULSION CONFERENCE, 53., 2017, Atlanta, GA, USA. **Proceedings...** 2017.

WILHELM, M.; NEGRI, M.; CIEZKI, H.; SCHLECHTRIEM, S. Preliminary tests on thermal ignition of ADN-based liquid monopropellants. **Acta Astronautica**, v. 158, p. 388–396, 2019. Disponível em: [Preliminary tests on thermal ignition of ADN-based liquid monopropellants - ScienceDirect](#). Acesso em: 5 fev. 2022.

APÊNDICE A – EQUAÇÕES DAS PROPRIEDADES DO ETANOL

T em °C

Densidade (kg/m³)

$$\rho_l = 10^3 \cdot e^{(-1,0791 \cdot 10^{-1} - 7,7201 \cdot 10^{-3}T + 1,5906 \cdot 10^{-4}T^2 - 1,6139 \cdot 10^{-6}T^3)} \\ \cdot e^{(7,1873 \cdot 10^{-9}T^4 - 1,2075 \cdot 10^{-11}T^5)}$$

Calor específico a pressão constante (J/kg.K)

$$Cp_l = 10^3 \cdot e^{(-1,0791 \cdot 10^{-1} + 2,6793 \cdot 10^{-3}T + 1,3888 \cdot 10^{-5}T^2 - 4,3856 \cdot 10^{-11}T^3)} \\ \cdot e^{(-4,4424 \cdot 10^{-10}T^4 + 1,5104 \cdot 10^{-12}T^5)}$$

Entalpia de vaporização (J/kg)

$$h_{fg} = 10^3 \cdot (1048,6 - 1,0921T + 1,0651 \cdot 10^{-2}T^2 - 2,0693 \cdot 10^{-4}T^3 + \\ 1,1231 \cdot 10^{-6}T^4 - 2,4928 \cdot 10^{-9}T^5)$$

;

Viscosidade (N.s/m²)

$$\eta_l = 10^3 \cdot e^{(5,8942 \cdot 10^{-1} - 2,2540 \cdot 10^2T + 1,0283 \cdot 10^{-4}T^2 - 8,8574 \cdot 10^{-7}T^3)} \\ \cdot e^{(4,7884 \cdot 10^{-9}T^4 - 9,7493 \cdot 10^{-12}T^5)}$$

Condutividade Térmica (W/m.K)

$$k_l = e^{(-1,6976 - 1,2505 \cdot 10^{-3}T + 7,5291 \cdot 10^{-7}T^2 + 5,2361 \cdot 10^{-8}T^3)} \\ \cdot e^{(-3,4986 \cdot 10^{-10}T^4 + 6,4599 \cdot 10^{-13}T^5)}$$

T em K

Entalpia (J/kg)

$$h_l = -4,3371 \cdot 10^6 + 2,2366 \cdot 10^4 T - 6,3258 \cdot 10^1 T^2 + 6,6487 \cdot 10^{-2} T^3$$

Pressão de Vapor (kPa)

$$P_v = 10^{A - B/(T + C)}$$

onde $A = 6.92531$, $B = 1432.526$ e $C = -61.819$.

APÊNDICE B - EQUAÇÕES DAS PROPRIEDADES DO OXIGÊNIO

Pressão de Vapor (Pa)

$$P_V = 1.10^{-3} \cdot e^{(A_1 + \frac{B_1}{T} + \frac{C_1}{T^2} + \frac{D_1}{T^3} + \frac{E_1}{T^4} + \frac{F_1}{T^5} + \frac{G_1}{T^6} + \frac{H_1}{T^7} + \frac{I_1}{T^8} + \frac{J_1}{T^9} + \frac{K_1}{T^{10}} + \frac{L_1}{T^{11}})}$$

Densidade de Líquido (kg/m³)

$$\rho_l = A_2 + B_2T + C_2T^2 + D_2T^3 + E_2T^4 + F_2T^5 + G_2T^6 + H_2T^7 + I_2T^8 + J_2Te^T + K_2T^2e^{T^2} + L_2T^3e^{T^3}$$

Entalpia de Líquido (J/kg)

$$h_l = 10^3 \cdot (A_3 + \frac{B_3}{T} + \frac{C_3}{T^2} + \frac{D_3}{T^3} + \frac{E_3}{T^4} + \frac{F_3}{T^5} + \frac{G_3}{T^6} + \frac{H_3}{T^7} + \frac{I_3}{T^8} + \frac{J_3}{T^9} + \frac{K_3}{T^{10}} + \frac{L_3}{T^{11}})$$

Tensão Superficial de Líquido (N/m)

$$\tau_s = \log(A_4 + B_4T + C_4T^2 + D_4T^3 + E_4T^4 + F_4T^5 + G_4T^6 + H_4T^7 + I_4T^8 + J_4 \log(T) + K_4 \log(T^2))$$

Entalpia de Vaporização (J/kg)

$$\rho_l = 1000 \cdot (A_5 + B_5T + C_5T^2 + D_5T^3 + E_5T^4 + F_5T^5 + G_5T^6 + H_5T^7 + I_5T^8 + J_5Te^T + J_5T^2e^{T^2} + K_5e^{-T^{-1}} + L_5e^{-T^{-2}})$$

Densidade de Vapor (kg/m³)

$$\rho_V = e^{(A_6 + B_6T + C_6T^2 + D_6T^3 + E_6T^4 + F_6T^5 + G_6T^6 + H_6T^7 + I_6T^8 + J_6Te^T + K_6T^2e^{T^2} + L_6T^3e^{T^3})}$$

Viscosidade de Vapor (N.s/m²)

$$\mu_V = e^{(A_7 + B_7T + C_7T^2 + D_7T^3 + E_7T^4 + F_7T^5 + G_7T^6 + H_7T^7 + I_7T^8 + J_7Te^T + K_7e^{-\frac{1}{T}} + L_7e^{-\frac{1}{T^2}})}$$

% Condutividade de Vapor (W/m.K)

$$K_V = e^{(A_8 + B_8T + C_8T^2 + D_8T^3 + E_8T^4 + F_8T^5 + G_8T^6)}$$

$$H_8T^7 + I_8T^8 + J_8T^9 + K_8Te^T + L_8T^2e^{2T})$$

Calor Especifico de Vapor (J/kg.K)

$$Cp_v = 1000. (A_9 + B_9T + C_9T^2 + D_9T^3 + E_9T^4 + F_9T^5 + G_9T^6 + H_9T^7 + I_9Te^T + J_9T^2e^{2T} + K_9e^{-\frac{1}{T}} + L_9e^{-\frac{1}{T^2}})$$

Calor Especifico de Líquido (J/kg.K)

$$Cp_l = 1000. (A_9 + \frac{B_9}{T} + C_9T + D_9T^2 + E_9T^3 + F_9T^4 + G_9T^5 + H_9T^6 + I_9T^7 + J_9T^8 + K_9T^9 + L_9Te^T)$$

Viscosidade de Líquido (Pa.s)

$$\mu_l = e^{(A_{11} \frac{B_9}{T} + C_{11}T + D_{11}T^2 + E_{11}T^3 + F_{11}T^4 + G_{11}T^5 + H_{11}T^6 + I_{11}T^7 + J_{11}T^8 + K_{11}T^9 + L_{11}Te^T)}$$

A Tabela B.1 apresenta as constantes das equações das propriedades do oxigênio. As constantes estão multiplicadas por 10^9 .

Tabela B.1 – Constantes das equações das propriedades do oxigênio.

A	B	C	D	E	F	G	H	I	J	K	L
0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0001	0.0001	0.0001	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
-0.0002	0	-0.0228	0.0004	-0.0666	0.0331	-0.0436	0.0136	-0.0050	0.0019	0.0118	-0.0001
0.0397	-0.0117	0.0021	-0.0002	-0.0886	0.1366	-0.1488	0.1143	-0.0608	0.0213	-0.0044	0.0004
0.0000	-0.0000	0.0000	-0.0000	0.0000	-0.0000	0.0000	-0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0
-0.0002	-16.872	-17.110	-0.8166	-0.2979	-0.0648	-0.0118	-0.0035	16.915	-0.0010	0.0059	0.0002
0.0000	0	0.0001	0.0000	0.0002	-0.0001	0.0001	-0.0000	0.0000	-0.0000	-0.0000	0.0000
0.0000	-0.0165	-0.0162	-0.0087	-0.0024	-0.0008	-0.0001	-0.0000	-0.0000	0.0165	-0.0001	-0.0000
-0.0000	75.234	75.223	37.605	12.509	0.3140	0.0604	0.0114	0.0009	0.0003	-75.234	0.0009
0.0000	0.1044	0.1059	0.0504	0.0186	0.0039	0.0008	0.0002	-0.1047	0.0001	-0.0004	-0.0000
-0.0000	0.0000	0.0126	0.0126	0.0064	0.0020	0.0006	0.0000	0.0000	-0.0000	0.0000	-0.0126
-0.0000	0.0000	0.3954	0.3949	0.1984	0.0648	0.0176	0.0024	0.0010	-0.0001	0.0000	-0.3953