



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

sid.inpe.br/mtc-m21b/2016/11.10.16.11-TDI

ESTUDO DA QUEIMA DE POLIETILENO E DE COMBUSTÍVEIS À BASE DE PARAFINA COM SOLUÇÕES DE PERÓXIDO DE HIDROGÊNIO

Leonardo Henrique Gouvêa

Tese de Doutorado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Combustão e Propulsão, orientada pelo Dr. Fernando de Souza Costa, aprovada em 16 de novembro de 2016.

URL do documento original:

<http://urlib.net/8JMKD3MGP3W34P/3MPKMQP>

INPE
São José dos Campos
2017

PUBLICADO POR:

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE

Gabinete do Diretor (GB)

Serviço de Informação e Documentação (SID)

Caixa Postal 515 - CEP 12.245-970

São José dos Campos - SP - Brasil

Tel.:(012) 3208-6923/6921

Fax: (012) 3208-6919

E-mail: pubtc@inpe.br

COMISSÃO DO CONSELHO DE EDITORAÇÃO E PRESERVAÇÃO DA PRODUÇÃO INTELECTUAL DO INPE (DE/DIR-544):

Presidente:

Maria do Carmo de Andrade Nono - Conselho de Pós-Graduação (CPG)

Membros:

Dr. Plínio Carlos Alvalá - Centro de Ciência do Sistema Terrestre (CST)

Dr. André de Castro Milone - Coordenação de Ciências Espaciais e Atmosféricas (CEA)

Dra. Carina de Barros Melo - Coordenação de Laboratórios Associados (CTE)

Dr. Evandro Marconi Rocco - Coordenação de Engenharia e Tecnologia Espacial (ETE)

Dr. Hermann Johann Heinrich Kux - Coordenação de Observação da Terra (OBT)

Dr. Marley Cavalcante de Lima Moscati - Centro de Previsão de Tempo e Estudos Climáticos (CPT)

Silvia Castro Marcelino - Serviço de Informação e Documentação (SID)

BIBLIOTECA DIGITAL:

Dr. Gerald Jean Francis Banon

Clayton Martins Pereira - Serviço de Informação e Documentação (SID)

REVISÃO E NORMALIZAÇÃO DOCUMENTÁRIA:

Simone Angélica Del Ducca Barbedo - Serviço de Informação e Documentação (SID)

Yolanda Ribeiro da Silva Souza - Serviço de Informação e Documentação (SID)

EDITORAÇÃO ELETRÔNICA:

Marcelo de Castro Pazos - Serviço de Informação e Documentação (SID)

André Luis Dias Fernandes - Serviço de Informação e Documentação (SID)



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

sid.inpe.br/mtc-m21b/2016/11.10.16.11-TDI

ESTUDO DA QUEIMA DE POLIETILENO E DE COMBUSTÍVEIS À BASE DE PARAFINA COM SOLUÇÕES DE PERÓXIDO DE HIDROGÊNIO

Leonardo Henrique Gouvêa

Tese de Doutorado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Combustão e Propulsão, orientada pelo Dr. Fernando de Souza Costa, aprovada em 16 de novembro de 2016.

URL do documento original:

<http://urlib.net/8JMKD3MGP3W34P/3MPKMQP>

INPE
São José dos Campos
2017

Dados Internacionais de Catalogação na Publicação (CIP)

Gouvêa, Leonardo Henrique.

G745e Estudo da queima de polietileno e de combustíveis à base de parafina com soluções de peróxido de hidrogênio / Leonardo Henrique Gouvêa. – São José dos Campos : INPE, 2017.
xxviii + 162 p. ; (sid.inpe.br/mtc-m21b/2016/11.10.16.11-TDI)

Tese (Doutorado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Combustão e Propulsão) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2016.

Orientador : Dr. Fernando de Souza Costa.

1. Propulsão híbrida. 2. Peróxido de hidrogênio. 3. Polietileno.
4. Parafina. 5. Taxa de regressão. I.Título.

CDU 62-235:661.491



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/).

Aluno (a): **Leonardo Henrique Gouvêa**

Título: " ESTUDO DA QUEIMA DE POLIETILENO E DE COMBUSTÍVEIS À BASE DE PARAFINA COM SOLUÇÕES DE PERÓXIDO DE HIDROGÊNIO".

Aprovado (a) pela Banca Examinadora em cumprimento ao requisito exigido para obtenção do Título de **Doutor(a)** em

**Engenharia e Tecnologia
Espaciais/Combustão e Propulsão**

Dr. Fernando de Souza Costa



Presidente / Orientador(a) / INPE / Cachoeira Paulista - SP

Dr. Rodrigo Intini Marques



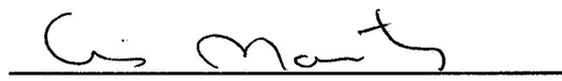
Membro da Banca / INPE / Cachoeira Paulista - SP

Dr. Renato Felix Nunes



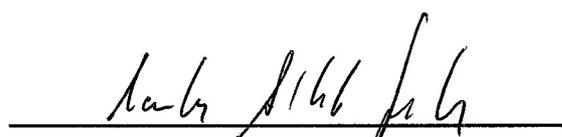
Convidado(a) / APE/IAE / São José dos Campos - SP

Dra. Cristiane Aparecida Martins



Convidado(a) / ITA/DCTA / SJC Campos - SP

Dr. Carlos Alberto Gurgel Veras



Convidado(a) / AEB / Brasília - DF

Este trabalho foi aprovado por:

() maioria simples

unanimidade

São José dos Campos, 16 de Novembro de 2016

“Ó Senhor, tu és Deus! Tu fizeste essa boa promessa a teu servo”.

1 Crônicas 17:26

“A perseverança é a mãe da boa sorte”.

Miguel de Cervantes

AGRADECIMENTOS

A Deus, por me agraciar com a perseverança, ânimo e paciência necessárias para a realização deste trabalho.

Ao meu orientador, Prof.º Dr. Fernando de Souza Costa, por todo apoio científico e financeiro, confiança, aconselhamentos e compreensão. Agradeço principalmente por me dar liberdade para criar e arriscar e assim, com erros e acertos, crescer como pessoa e pesquisador.

À minha família pelo respeito, espaço e todo carinho que me fortaleceram nos momentos mais difíceis.

À minha namorada Deborah Nascimento Lo Russo, que me tranquilizou e incentivou, quando eu já não tinha mais energia para continuar, além de me suportar quando nem mesmo eu me suportava.

Ao Dr. Ricardo Vieira, que por mais uma vez me apadrinou, e despendeu parte de seu tempo com aconselhamentos, além do apoio na obtenção de recursos materiais, não me negando nada em momento algum.

Aos amigos Dr. Anton Skyrda e Dra. Ana Maura Rocha pelos incontáveis ensinamentos e pela paciência nos meus momentos de mau humor.

Aos amigos Me. Luis Gustavo Ferroni, Me. Leandro Maschio, Me. André Navarro e Dra. Sayuri Okamoto que, com muito carinho, deram todo o apoio necessário na síntese de catalisadores de peróxido de hidrogênio, além de proporcionarem importantes momentos de descontração.

Ao pessoal da oficina mecânica do LCP/INPE, sob a liderança do Sr. Francisco Carlos, pelos serviços prestados na construção do experimento.

À empresa Peróxidos do Brasil Ltda, pelo fornecimento de peróxido de hidrogênio em concentrações de 70%, essencial à realização deste trabalho.

RESUMO

Sistemas de propulsão híbrida apresentam maior segurança de operação, menor complexidade de projeto e menores custos de desenvolvimento e de operação que sistemas a bipropelentes líquidos. Uma das limitações dos sistemas de propulsão híbrida são os reduzidos empuxos decorrentes das baixas taxas de regressão dos propelentes poliméricos convencionais. O polietileno (PE) é um combustível híbrido convencional que apresenta a formação de uma camada líquida de alta viscosidade durante a queima e apresenta taxas de regressão superiores às do polibutadieno hidroxilado (HTPB) e do polimetil-metacrilato (PMMA). As taxas de regressão de propelentes à base de parafina são de 3 a 5 vezes maiores que as taxas de regressão do polietileno, uma vez que se forma uma camada líquida de baixa viscosidade na superfície do grão, gerando gotas que são misturadas ao fluxo de oxidante. O peróxido de hidrogênio é um *green propellant* com alta densidade que se decompõe acima de 800 °C em concentrações maiores que 90 % m/m em solução aquosa. Uma câmara de combustão com janela de quartzo foi projetada e construída para o estudo da queima de combustíveis poliméricos com peróxido de hidrogênio em concentrações de 85 e 90 %. Um leito catalítico de óxidos de Co, Mn e Al foi utilizado para decomposição do peróxido e injeção dos produtos da decomposição na câmara de combustão. Grãos de seção retangular de polietileno e de combustíveis à base de parafina foram preparados e queimados para análise da variação espacial e temporal da taxa de regressão. Observou-se a formação de uma pequena elevação na entrada da porta dos grãos de polietileno, gerando uma zona de recirculação adjacente. Combustíveis à base de parafina foram queimados com diferentes aditivos, verificando-se que a parafina impregnada com fios de algodão apresenta o melhor desempenho em termos de ignição e estabilidade de queima.

Palavras-chave: Propulsão Híbrida. Peróxido de Hidrogênio. Polietileno. Parafina. Taxa de Regressão.

STUDY OF BURNING POLYETHYLENE AND PARAFFIN BASED FUELS WITH HYDROGEN PEROXIDE SOLUTIONS

ABSTRACT

Hybrid propulsion systems have higher security operation, less complex design and lower operational and developmental costs than liquid bipropellant systems. One of the limitations of hybrid propulsion systems are the reduced thrust levels resulting from the low regression rates of common polymeric propellants. Polyethylene (PE) is a conventional hybrid fuel which presents the formation of a liquid layer of high viscosity during firing and shows regression rates higher than hydroxyl-terminated polybutadiene (HTPB) and polymethyl methacrylate (PMMA). Regression rates of paraffin-based propellants are 3 to 5 times higher than polyethylene regression rates, since paraffin forms a low viscosity liquid layer on the surface of the grain generating droplets that entrain the oxidant flow. Hydrogen peroxide is a high-density green propellant which decomposes above 800 ° C for concentrations in aqueous solutions higher than 90% w/w. A combustion chamber with a quartz window was designed and built for the study of polymeric fuels burning with hydrogen peroxide in concentrations of 85 and 90 %. A catalytic bed of Co, Mn and Al oxides were used for decomposition of the peroxide and injection of decomposition products into the combustion chamber. Rectangular grains of polyethylene and paraffin-based fuels were prepared and burned for analysis of the spatial and temporal variation of the regression rate. There was the formation of a lump at the port entrance of the polyethylene grains, creating an adjacent recirculation zone. Paraffin-based fuels were burned with different additives, and the impregnated paraffin wax with cotton threads showed the best performance in terms of ignition and burning stability.

Keywords: Hybrid Propulsion. Hydrogen Peroxide. Polyethylene. Paraffin fuel. Regression rate.

LISTA DE FIGURAS

	<u>Pág.</u>
Figura 2.1 - Esquema simplificado de um sistema de propulsão espacial híbrido.	5
Figura 2.2 - Esquema de uma chama difusiva laminar em uma camada limite sobre um combustível gaseificando.	15
Figura 2.3 - Influência da injeção de massa pela superfície de queima do combustível sobre o coeficiente de atrito.	22
Figura 2.4 - Perfil de porta de combustão cilíndrica em diferentes instantes. (vazão mássica de oxidante = 7,95 kg/s, $a = 2,066 \times 10^{-5}$, massa específica do combustível = 1000 kg/m ³ , $n = 0,75$, $m = -0,15$).	24
Figura 2.5 - Grão de HTPB e ABS queimado com N ₂ O.	25
Figura 2.6 - Comparativo da taxa de regressão entre parafina, HTPB e HDPE.	29
Figura 2.7 - Mecanismo de carregamento de massa na superfície do combustível.	30
Figura 3.1 - Messerschmitt Me-163.	35
Figura 3.2 - Diagrama energético de uma reação genérica e os efeitos da catálise no perfil da reação.	40
Figura 3.3 - Temperatura de decomposição adiabática de solução de H ₂ O ₂ (90%), em função da pressão e da fração de H ₂ O ₂ decomposto.	44
Figura 3.4 - Temperatura de decomposição adiabática para soluções aquosas de H ₂ O ₂ com diferentes concentrações.	45
Figura 3.5 - Velocidade característica, C^* , em função da razão de mistura para parafina queimando com diferentes oxidantes. Valores calculados considerando-se $P_c = 50$ bar ajustado à $P_s = 1$ bar.	50
Figura 3.6 - Impulso específico no vácuo (I_{spvac}), em função da razão de mistura para parafina queimando com diferentes oxidantes. Valores calculados considerando-se $P_c = 50$ bar ajustado à $P_s = 1$ bar.	50

Figura 3.7 - Produto densidade versus impulso específico no vácuo ($\rho \cdot I_{spvac}$), em função da razão de mistura para parafina queimando com diferentes oxidantes. Valores calculados considerando-se $P_c = 50$ bar ajustado à $P_s = 1$ bar.	51
Figura 3.8 - Temperatura de combustão, em função da razão de mistura para combustão de parafina pura com diferentes oxidantes.	52
Figura 3.9 - (A) Velocidade característica, C^* ; (B) Produto densidade impulso específico ($\rho \cdot I_{spvac}$) em função da razão de mistura para diferentes combustíveis queimando com peróxido de hidrogênio (90%). Valores calculados considerando-se $P_c = 50$ bar ajustado à $P_s = 1$ bar.	54
Figura 3.10 - (A) Injeção cônica de oxidante normalmente produz uma fraca ou inexistente recirculação; (B) Injeção axial de oxidante resulta em uma região com forte recirculação na pré-câmara.	56
Figura 4.1 - Experimento HYCARRE	58
Figura 4.2 - Fotografia do dispositivo para queima de combustível à base de parafina com oxigênio gasoso de Nakagawa e Hikone (2011): (A) Câmara de combustão; (B) Visualização do grão de parafina queimando com oxigênio puro.	58
Figura 4.3 - Montagem experimental de Merotto et al. (2011).	59
Figura 4.4 - (A) Montagem experimental; (B) Gotas de parafina líquida ejetadas na direção do escoamento de oxidante.	60
Figura 4.5 - Geometria e nomes das cotas do grão combustível.	62
Figura 4.6 - Vista em corte parcial da câmara de combustão com as cotas principais em mm.	64
Figura 4.7 - Vista em corte longitudinal do leito catalítico e cotas principais em mm.	65
Figura 4.8 - Projeto do conjunto da câmara de combustão e leito catalítico. ...	66
Figura 4.9 - Aparato experimental utilizado para síntese de catalisadores de óxidos mistos por coprecipitação.	69
Figura 4.10 - Catalisador mássico CoMnAl (4:1:1).	69
Figura 4.11 - Catalisador de $KMnO_4$, suportado em alumina esférica.	70

Figura 4.12 - Comparativos de tempo de indução e capacidade de decomposição de diferentes catalisadores para H ₂ O ₂	71
Figura 4.13 - Concentrador de peróxido de hidrogênio.	74
Figura 4.14 - Pressão de vapor de soluções aquosas de peróxido de hidrogênio em diferentes concentrações.	74
Figura 4.15 - Picnômetro de vidro com termômetro.	75
Figura 4.16 - Diagrama simplificado da linha de alimentação da câmara de combustão.	77
Figura 4.17 - Válvula esfera e atuador eletropneumático.	78
Figura 4.18 - Datalogger FieldLogger com IHM (Interface Homem-Máquina)..	79
Figura 4.19 - Software de configuração, aquisição de dados e monitoramento.	79
Figura 4.20 - Temporizador TT34.	80
Figura 4.21 - Termopares tipo K com bainha de inonel.	80
Figura 4.22 - Temperatura medida na decomposição de H ₂ O ₂ (80%) com termopares tipo K com bainhas de inonel e diâmetros de 0,5 mm e 1/16 polegadas.	81
Figura 4.23 - Circuito utilizado para a solda do termopar tipo K descartável. ..	82
Figura 4.24 - (A) Medidor de vazão mássica; (B) contador de pulsos.	83
Figura 4.25 - (A) Engrenagens com ímã; (B) placa de circuito integrado ao medidor.	83
Figura 4.26 - Câmera de alta velocidade FASTEC TS3100SC4.	84
Figura 4.27 - Análise de taxa de regressão de HDPE, no software <i>ImageJ</i>	84
Figura 4.28 - (A) Vista explodida do conjunto da câmara de combustão, leito catalítico e sensores; (B) Foto em vista superior da câmara de combustão montada.	85
Figura 4.29 - (A) Resistência micro tubular; (B) Leito catalítico envolvido por manta e fibra de vidro.	86
Figura 4.30 - Vista da bancada de testes montada.	87
Figura 5.1 - Geometria e dimensões dos grãos de combustível.	91

Figura 5.2 - Fotografias de um teste típico de queima de um grão de HDPE de seção retangular com H ₂ O ₂ (85%).	94
Figura 5.3 - Vista traseira da câmara de combustão após o teste mostrando um pequena ejeção de combustível não queimado	95
Figura 5.4 - Grão de HDPE chanfrado.	96
Figura 5.5 - Grãos de HDPE chanfrados queimando na presença da chama piloto.	96
Figura 5.6 - Grão de HDPE com um sulco na superfície de queima.	97
Figura 5.7 - Fotografias do um teste de queima de HDPE, com um sulco com H ₂ O ₂ (85%).	97
Figura 5.8 - Grão de HDPE com pequenos sulcos por todo o comprimento.	98
Figura 5.9 - Fotografias do um teste de queima de HDPE, com sulcos sobre todo o comprimento do grão, com H ₂ O ₂ (85%).	99
Figura 5.10 - Regressão dos dados referentes ao $\log(r)$, em função de \log (fluxo mássico) para queima de HDPE com H ₂ O ₂ .	101
Figura 5.11 - Regressão dos dados referentes à taxa de regressão experimentais, em função de fluxo mássico para queima de HDPE com H ₂ O ₂ .	102
Figura 5.12 - Efeitos das faixas de fluxo mássico sobre a taxa de regressão.	104
Figura 5.13 - Comportamento da taxa de regressão em função do fluxo mássico de oxidante para o par parafina/N ₂ O.	105
Figura 5.14 - Regressão de um grão de HTPB dopado com MgH ₂ queimando com O ₂ .	106
Figura 5.15 - Altura média inicial da porta de combustão.	107
Figura 5.16 - Porcentagem de H ₂ O e O ₂ produzidos pela decomposição de peróxido de hidrogênio em diferentes concentrações.	110
Figura 5.17 - Temperaturas e vazão mássica para o teste de condensação de H ₂ O na câmara de combustão.	111
Figura 5.18 - Condensação de água na câmara de combustão.	112

Figura 5.19 - Teste do propulsor proposto por Gouvêa (2007). (A) Ejeção de parafina pela tubeira. (B) Curva de empuxo experimental abaixo da teórica, devido à queima de combustível fora da câmara de combustão.....	113
Figura 5.20 - (A) Vista lateral do domínio computacional com as representações das cotas apresentadas na Tabela 5.5; (B) Malha utilizada para a simulação com detalhe do refinamento próximo às paredes e grão combustível.	116
Figura 5.21 - Comparativo de velocidade de escoamento para uma câmara de combustão com injeção de (A) O ₂ puro injetado a 25 °C com vazão de 0,84 g/s; (B) H ₂ O ₂ (90%) com vazão de 2 g/s e injetado à 380 °C com detalhe das linhas de corrente na região de recirculação de gás quente; (C) Perfil de velocidade ao longo da câmara no eixo central.	117
Figura 5.22 - (A) Espuma comercial de poliuretano; (B) Grão de poliuretano impregnado com parafina.....	119
Figura 5.23 - Esquema da ejeção de parafina suportada em espuma de poliuretano.....	121
Figura 5.24 - Grão de PU impregnado com parafina, queimando com H ₂ O ₂ (90%).....	122
Figura 5.25 - Grãos de parafina com (A) Fibra de algodão; (B) Fibra de algodão e negro de fumo; (C) Fibra de paina; (D) Espuma de poliuretano (30 PPI)....	123
Figura 5.26 - (A) Picnômetro de hélio automático; (B) Relatório da medida de densidade para parafina + 2% algodão.....	124
Figura 5.27 - Comparativo de grãos de parafina com diferentes concentrações de fios de algodão: (A) Antes da ignição; (B) 20 s de queima.....	125
Figura 5.28 - Parafina derretida com adição de 1% em massa de fios de algodão.	126
Figura 5.29 - Grão de Parafina + 1% algodão, pronto para ser trabalhado....	127
Figura 5.30 - Parafina + 1% algodão queimando com H ₂ O ₂ (90%).	127
Figura 5.31 - Parafina + 1% algodão após a queima.	128
Figura 5.32 - Típico registro de temperatura e vazão de um teste de queima de Parafina + 1% algodão.	129

Figura 5.33 - Evolução temporal da taxa de regressão, razão de mistura e fluxo mássico de oxidante no teste apresentado na Figura 5.32.	130
Figura 5.34 - Evolução temporal da frente de queima de parafina + 1% algodão com H ₂ O ₂ (90%)	132
Figura 5.35 - Linhas de corrente do escoamento de oxidante quente na porção inicial da câmara de combustão	133
Figura 5.36 - Taxa de regressão do combustível parafina + 1% algodão queimando com H ₂ O ₂ (90%).....	134
Figura 5.37 - Comparativo da taxa de regressão deste trabalho com a literatura para diferentes oxidantes e combustíveis à base de parafina.....	136

LISTA DE TABELAS

	<u>Pág.</u>
Tabela 2.1 - Exemplos de propelentes híbridos, ano de publicação ou realização, local das pesquisas e referências.	7
Tabela 2.2 - Propriedades de parafinas.	28
Tabela 3.1 - Condições de operação usadas na obtenção das Figura 3.5 a 3.9.	46
Tabela 4.1 - Resultado do estudo comparativo da decomposição catalítica de H ₂ O ₂ (80%), com temperatura inicial de 25 °C e vazão de injeção de 3 g/s.	73
Tabela 4.2 - Coeficientes da Equação (4.8), para temperatura entre 0 e 96°C.	76
Tabela 5.1 – Condições de operação do teste mostrado na Figura 5.2.	95
Tabela 5.2- Taxas de regressão de HDPE com H ₂ O ₂ a 85 e 90% em massa.	100
Tabela 5.3 - Taxa de regressão em diferentes estudos para o par propelente polietileno/H ₂ O ₂	103
Tabela 5.4 - Condições de operação dos testes de parafina pura e parafina com negro de fumo.	109
Tabela 5.5 - Especificações e parâmetros utilizados na simulação numérica do escoamento não reativo na câmara de testes.	115
Tabela 5.6 - Condições de operação dos testes de parafina impregnada em espuma de poliuretano.	120
Tabela 5.7 - Densidade de grãos de parafina com adição de fios de algodão em diferentes concentrações.	124
A Tabela 5.8 - Especificações dos fios de algodão utilizadas neste estudo...	127
Tabela 5.9 – Condições de operação do teste mostrado na Figura 5.30.	128
Tabela 5.10 - Condições de operação dos testes de Parafina + 1% algodão.	131
Tabela 5.11 - Taxas de regressão de combustíveis à base de parafina queimando com o H ₂ O ₂ , O ₂ e N ₂ O.	135

LISTA DE SIGLAS E ABREVIATURAS

AMROC	- <i>American Rocket Company</i>
ABS	- Acrilonitrila Butadieno Estireno
CEA	- Chemical Equilibrium with Applications
CTA	- Centro Tecnológico Aeroespacial
CTF	- Chlorine trifluoride (Trifluoreto de Cloro)
Dr.	- Doutor
Dra.	- Doutora
EUA	- Estados Unidos da América
FLOX	- Flúor + Oxigênio Líquido
GOX	- Oxigênio gasoso
HDPE	- High Density Polyethylene (Polietileno de alta densidade)
HPIAG	- Hybrid Propulsion Industry Action Group
HTPB	- Hydroxyl-terminated polybutadiene (Polibutadieno Hidroxilado)
HYCARRE	- Hybrid Combustion Analysis for Regression Rate Evaluation
IHM	- Interface Homem Máquina
INPE	- Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
LCP	- Laboratório Associado de Combustão e Propulsão
LDPE	- Polietileno de Baixa Densidade
LOX	- Oxigênio líquido
Me.	- Mestre
NASA	- National Aeronautics and Space Administration
NYTROX	- Óxido nitroso + Oxigênio
ONERA	- Office National d'Etudes et de Recherches Aérospatiales
PBAN	- Polybutadiene acrylonitrile (Polibutadieno acrilonitrila)
PE	- Polietileno
pH	- Potencial hidrogeniônico
PMMA	- Polimetil Metacrilato
PPI	- Porous per inch
PU	- Poliuretano

PVC	- Policloreto de Vinila
RFNA	- Red Fuming Nitric Acid (Óxido Nítrico Fumegante Vermelho)
RATO	- Rocket Assisted Taking Off
TNT	- Trinitrotolueno
TOT	- Thickness-Over-Time
UFABC	- Universidade Federal do ABC
URSS	- União das Repúblicas Socialistas Soviéticas
USAFA	- United States Air Force Academy
USP	- Universidade de São Paulo

LISTA DE SÍMBOLOS

- $\%H_2O_2$ - Concentração mássica de H_2O_2 na solução aquosa
- \bar{m}_c - Vazão mássica média de combustível
- \bar{A}_p - Área média da seção transversal da porta de combustão
- \bar{G}_c - Fluxo mássico médio espacial de combustível
- $\bar{G}_{ox,i}$ - Fluxo mássico de oxidante no momento da ignição
- $\bar{G}_{ox,ig}$ - Fluxo mássico de oxidante no momento de abertura da válvula de injeção de oxidante
- \bar{G}_{ox} - Fluxo mássico médio espacial de oxidante
- \bar{H}_f - Altura média axial final
- \bar{H}_i - Altura média axial inicial
- $\bar{m}(t)$ - Vazão mássica média espacial, instantânea
- \dot{m}_c'' - Fluxo mássico de combustível gaseificado
- \dot{m}_c - Vazão mássica de combustível
- \dot{m}_{ox} - Vazão mássica de oxidante
- \dot{m}_p - Vazão mássica de propelente
- \dot{q}_s'' - Fluxo de calor transferido por convecção
- \bar{r} - Taxa de regressão média
- h_v - Calor total de gaseificação do combustível por unidade de massa
- A_g - Área da garganta da tubeira
- A_p - Área da porta de combustão
- A_s - Área da saída da tubeira
- C_{H_0} - Número de Stanton sem vaporização de combustível (sem sopro)
- C_{f_0} - Coeficiente de atrito na superfície do combustível sem vaporização de combustível (sem sopro)
- C_H - Número de Stanton
- C_c - Comprimento do combustível
- C_f - Coeficiente de atrito na superfície do combustível

E_a	- Energia de ativação
$E_{mín}$	- Espessura mínima do grão de parafina
\bar{G}	- Fluxo mássico total médio ao longo do grão combustível
$G_c(x)$	- Fluxo mássico de combustível na posição axial x
G_{ox}	- Fluxo mássico de oxidante
$\bar{H}(t)$	- Medida da altura média instantânea
Isp_{vac}	- Impulso específico no vácuo
P_H	- Perímetro hidráulico
P_c	- Pressão na câmara de combustão
P_s	- Pressão de saída da tubeira
Re_x	- Número de Reynolds na posição axial x
T_c	- Temperatura na câmara de combustão
T_c	- Temperatura na câmara de combustão
V_c	- Volume de combustível
V_{ox}	- Volume de oxidante
Y_c	- Fração mássica de combustível
Y_{ox}	- Fração mássica de oxidante
$f_{H_2O_2}$	- Fração molar de H_2O_2 decomposto em uma decomposição catalítica
f_m	- Razão de mistura combustível/ar da reação
g_0	- Aceleração da gravidade padrão ($9,80665 \text{ m/s}^2$)
m_c	- Massa de combustível
m_{ox}	- Massa de oxidante
t_{max}	- Tempo máximo proposto para o teste de queima de parafina
t_q	- Tempo de queima
u_∞	- Velocidade do escoamento livre
ρ_∞	- Densidade do gás no escoamento livre
$[Z]$	- Concentração molar da substância Z

$\Delta\bar{D}$	- Variação no diâmetro médio da porta média de combustão
$\Delta\bar{H}$	- Variação da altura média
C	- Comprimento do grão
C^*	- Velocidade característica
D	- Diâmetro da porta de combustão
m/m	- Razão massa de H_2O_2 por massa de solução ($H_2O_2+H_2O$)
$^{\circ}C$	- Unidade de temperatura - Graus Célsius
B	- Número de sopro ou número de transferência de calor
C	- Comprimento do grão combustível em formato de paralelepípedo
E	- Espessura do grão combustível em formato de paralelepípedo
F	- Empuxo
G	- Fluxo mássico total
$G(x)$	- Fluxo de massa total da porta de combustão na posição x
H	- Altura do grão combustível em formato de paralelepípedo
I_{sp}	- Impulso específico (s)
K	- Unidade de temperatura - Kelvin
L	- Largura do grão combustível em formato de paralelepípedo
O/C	- Razão de mistura oxidante/combustível
R	- Constante do gás
Re	- Número de Reynolds
$f(B)$	- Função do número de sopro
k	- Constante cinética da reação
r	- Velocidade de queima em propelentes sólidos
t	- Tempo
u	- Velocidade na direção paralela à superfície do grão combustível
x	- Posição axial ao longo do grão de combustível
y	- Distância perpendicular à superfície do grão
α	- Coeficiente experimental da variação instantânea da altura da porta de combustão

- β - Expoente experimental da variação instantânea da altura da porta de combustão
- γ - Razão de calores específicos à pressão e a volume constantes
- μ - Viscosidade dinâmica
- ρ - Massa específica/ densidade
- $\rho.Isp$ - Produto densidade média versus impulso específico
- ϵ - Razão de expansão da tubeira

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO.....	1
1.1	Motivação.....	1
1.2	Objetivo.....	2
1.3	Organização da tese.....	2
2	SISTEMAS DE PROPULSÃO HÍBRIDA.....	5
2.1	Revisão histórica da propulsão híbrida.....	7
2.2	Processos de combustão em combustíveis tradicionais.....	12
2.3	Taxas de regressão de combustíveis convencionais.....	14
2.4	Combustíveis à base de parafina.....	28
2.5	Métodos para o cálculo da taxa de regressão.....	31
2.6	Oxidantes.....	32
3	PROPELENTES E CATALISADORES EMPREGADOS.....	35
3.1	Peróxido de hidrogênio.....	35
3.2	Catálise.....	38
3.3	Decomposição catalítica do peróxido de hidrogênio.....	40
3.4	Par propelente - Parafina/Peróxido de hidrogênio.....	41
3.5	Instabilidades de combustão.....	55
4	METODOLOGIA.....	57
4.1	Escolha do sistema experimental.....	57
4.2	Requisitos do projeto da câmara de combustão.....	60
4.3	Projeto da câmara de combustão.....	62
4.4	Leito catalítico.....	65
4.5	Conjunto da câmara de combustão e leito catalítico.....	66
4.6	Síntese de catalisadores.....	67
4.6.1	Catalisador mássico de CoMnAl (4:1:1).....	67
4.6.2	CoMnAl (2,5:2,5:1).....	70
4.6.3	KMnO ₄ suportado em alumina.....	70
4.7	Análise dos catalisadores.....	71

4.8	Preparação do peróxido de hidrogênio	73
4.9	Determinação da concentração do peróxido de hidrogênio	75
4.10	Sistema de pressurização e alimentação	76
4.11	Sistema de aquisição e controle.....	78
4.12	Termopares	80
4.13	Medidor de vazão.....	82
4.14	Câmara de alta velocidade e software de tratamento de imagens.....	83
4.15	Câmara de combustão e leito catalítico.....	85
4.16	Aquecimento do leito catalítico	86
4.17	Bancada de testes	86
4.18	Procedimento de testes	87
5	RESULTADOS E DISCUSSÕES.....	91
5.1	Testes com HDPE.....	91
5.1.1	Procedimento de cálculo da taxa de regressão de HDPE queimando com H ₂ O ₂	92
5.1.2	Resultados de testes de queima de HDPE com H ₂ O ₂	93
5.2	Queima de combustíveis à base de parafina com H ₂ O ₂	106
5.2.1	Parafina pura e com negro de fumo	108
5.3	Parafina suportada por matrizes.....	118
5.3.1	Parafina e poliuretano.....	119
5.3.2	Parafina impregnada com fios de algodão.....	123
6	CONCLUSÕES E SUGESTÕES	139
	BIBLIOGRAFIA	143

1 INTRODUÇÃO

1.1 Motivação

Nas últimas décadas tem havido um crescente interesse pelo desenvolvimento de novos sistemas propulsivos que aliem baixo custo, reduzido impacto ambiental, menor tempo de desenvolvimento, maior segurança de operação e maior confiabilidade, particularmente para o lançamento de nano-satélites, foguetes de sondagem, experimentos científicos e turismo sub-orbital.

A tecnologia de propulsão híbrida de foguetes é conhecida há quase um século, mas somente a partir da década de 1980 as preocupações com a segurança dos sistemas propulsivos, principalmente em decorrência das explosões dos *boosters* a propelentes sólidos do *Space Shuttle* e de outros foguetes lançadores, levou à retomada do seu desenvolvimento. A operação relativamente segura dos sistemas de propulsão híbrida está associada à separação entre combustível e oxidante, diferentemente dos sistemas de propulsão a propelente sólido nos quais há uma mistura do combustível e oxidante no grão propelente.

A parafina e o peróxido de hidrogênio são propelentes híbridos que apresentam um bom desempenho propulsivo em comparação aos propelentes híbridos convencionais, conforme se demonstrará no decorrer deste trabalho.

O relativo baixo custo de produção de peróxido de hidrogênio no Brasil (R\$ 1750,00 / tonelada a 70 % m/m – Peróxidos do Brasil) e a grande escassez de dados na literatura referentes à sua utilização em sistemas de propulsão híbrida motivaram a realização deste trabalho.

1.2 Objetivo

O objetivo principal desta pesquisa é se estabelecer uma metodologia experimental que, por meio de visualização direta do grão combustível durante sua queima, gere dados para caracterização da taxa de regressão de combustíveis sólidos de polietileno e à base de parafina queimando com soluções aquosas de H_2O_2 . Serão obtidas leis de potência relacionando a taxa de regressão com o fluxo mássico de oxidante além de serem avaliadas as influências que a geometria da câmara de combustão, a geometria do grão combustível e a impregnação de diferentes materiais combustíveis à parafina têm sobre a sua queima.

1.3 Organização da tese

A tese está dividida em seis capítulos.

No Capítulo 2 são apresentados os conceitos básicos sobre a propulsão híbrida, uma revisão histórica acerca da diversidade de pares propelentes empregados neste tipo de sistemas, além de uma breve discussão sobre a taxa de regressão e os fatores que mais a influenciam.

No Capítulo 3 é realizada uma revisão da literatura quanto à utilização de combustíveis à base de parafina e de peróxido de hidrogênio em sistemas de propulsão, bem como a justificativa teórica para a utilização destes propelentes juntos, onde serão feitos estudos comparativos com combustíveis normalmente utilizados, tais como polietileno de alta densidade (HDPE) e polibutadieno hidroxilado (HTPB).

No Capítulo 4, justifica-se a metodologia empregada neste trabalho e seu contexto em meio às pesquisas realizadas nas últimas décadas. Também é discutido o projeto do experimento, suas vantagens, limitações, requisitos e

componentes. Ainda são apresentadas informações relativas à produção de peróxido de hidrogênio e dos catalisadores utilizados para sua decomposição.

No Capítulo 5 é estabelecida a metodologia de cálculo da taxa de regressão instantânea média espacial, são apresentados os resultados da caracterização da taxa de regressão em função do fluxo mássico de oxidante e feitas discussões acerca das dificuldades encontradas e as alternativas para que fossem superadas.

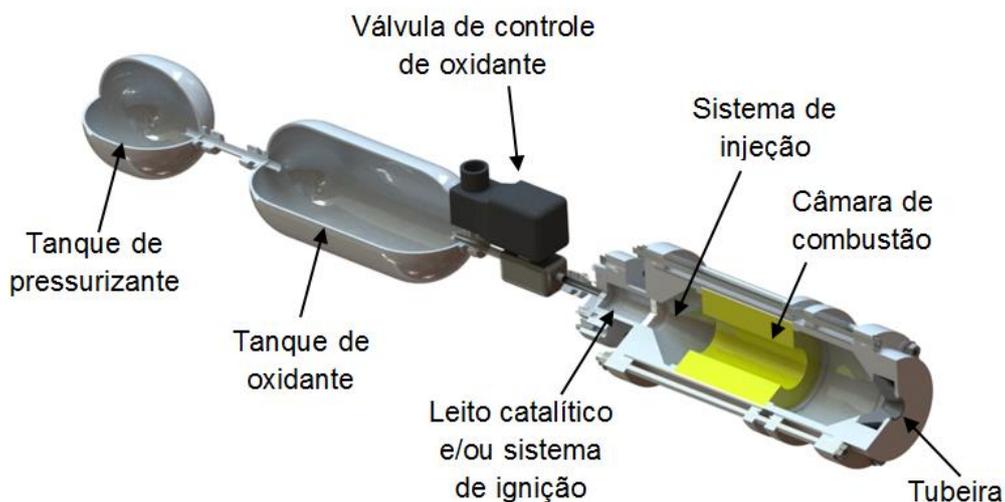
No Capítulo 6 são apresentadas as conclusões do trabalho e feitas sugestões para trabalhos futuros.

2 SISTEMAS DE PROPULSÃO HÍBRIDA

Sistemas propulsivos híbridos têm como principal característica o armazenamento de oxidante e combustível em fases diferentes e fisicamente separadas, sendo, comumente utilizados combustíveis sólidos e oxidantes líquidos ou gasosos.

A Figura 2.1 mostra um esquema simplificado de um sistema de propulsão espacial híbrido, que podem ter uma grande diversidade de projetos variando em número, dimensão e disposição de componentes.

Figura 2.1 - Esquema simplificado de um sistema de propulsão espacial híbrido.



Os trabalhos de Davydenko et al. (2007), Evans et al. (2009), Putnam (2007), Sutton (1992) e Venugopal et al. (2011) descrevem algumas características atrativas dos sistemas a propelentes híbridos frente aos sistemas a propelentes sólidos ou líquidos, destacando-se:

- Segurança de manuseio, fabricação e armazenamento, devido à separação na armazenagem do combustível e do oxidante e ao fato de os combustíveis sólidos utilizados nos motores híbridos serem, geralmente, não explosivos e de baixa toxicidade;

- Segurança e controle na operação uma vez que a simples interrupção da alimentação do propelente líquido ou gasoso é suficiente para um eventual desligamento de emergência do propulsor;
- Confiabilidade, em função da pouca dependência da velocidade de queima do combustível com a pressão na câmara de combustão e de rachaduras no grão de combustível, diferentemente dos sistemas a propelentes sólidos;
- Baixo impacto ambiental quando comparados a propelentes sólidos, como compósitos à base de perclorato de amônio, e a propelentes líquidos largamente utilizados, como hidrazina e tetróxido de nitrogênio;
- Menor complexidade construtiva e operacional, quando comparado aos sistemas líquidos bipropelentes, já que, apenas um dos propelentes encontra-se na fase líquida ou gasosa, necessitando assim um sistema de alimentação simplificado.

Os sistemas de propulsão híbrida geralmente apresentam desempenho inferior aos sistemas propulsivos a bipropelentes líquidos utilizados em grandes foguetes. Suas vantagens quanto à flexibilidade no controle de empuxo, baixo impacto ambiental, toxicidade, robustez do grão propelente e custo menor, os tornam apropriados às missões que requeiram menores níveis de empuxo, como em lançadores de nano-satélites, foguetes de sondagem, experimentos científicos e o turismo sub-orbital, crescente nas últimas décadas (CHANDLER et al., 2012; EVANS et al., 2009; KRISHNAN, 2002).

Apesar de diversas características desejáveis, a propulsão híbrida apresenta deficiências que limitam sua aplicação em sistemas de grande empuxo, sendo a principal delas a taxa de regressão (velocidade de queima) relativamente baixa dos combustíveis normalmente utilizados, o que será discutido com mais detalhes no decorrer deste trabalho.

2.1 Revisão histórica da propulsão híbrida

Em meados da década de 1930 iniciou-se o desenvolvimento da propulsão híbrida de foguetes, com foco na área bélica, cujos investimentos foram principalmente realizados pelos soviéticos, alemães e estadunidenses.

Desde o seu início, diversos combustíveis e oxidantes têm sido utilizados nos mais variados sistemas híbridos. Na Tabela 2.1 são listados testes de propelentes híbridos, anos de realização dos estudos ou publicação dos relatórios e os países onde foram executados.

Tabela 2.1 - Exemplos de propelentes híbridos, ano de publicação ou realização, local das pesquisas e referências.

Combustível	Oxidante	Ano	País	Referência
Gasolina Gelificada	GOX	1932	URSS	Altman (1991)
Carvão	N ₂ O	1937	Alemanha	Humble et al. (1995)
Carvão	GOX	1938	EUA	Altman (1991)
Grafite	LOX	1938	Alemanha	Altman (1991)
Madeira de Pínus (Douglas-Fir)	LOX	1947	EUA	Altman (1991)
PE	H ₂ O ₂	1954 1998 2008 2016	EUA EUA Japão Coréia do Sul	Moore et al. (1954) Bettner e Humble (1998) Tsujikado e Ishihara (2008) Kang et al. (2016)
PBAN	LOX	1967	EUA	Wilton (1967)
PBAN	CTF	1967	EUA	Wilton (1967)
HTPB	LOX	1990	EUA	Venugopal et al. (2011)
HTPB	GOX	1992 2001 2006 2011	EUA Índia Taiwan Itália	Greiner e Frederick (1992) George et al. (2001) Lee e Tsai (2006) DeLuca et al.(2013)

(Continua)

Tabela 2.1 - Conclusão

PMMA	GOX	1986 2011 2012	Holanda Japão Coréia do sul	Korting et al. (1987) Yuasa et al. (2011) Lee (2012)
HTPB	RFNA	2011	Índia	Venugopal et al. (2011)
Parafina	LOX	2001	EUA	Karabeyoglu et al. (2001)
Parafina	GOX	2001 2004 2006 2009 2010 2011 2012 2012 2013	EUA Brasil Taiwan Canadá Japão Itália Índia Brasil Brasil	Karabeyoglu et al. (2001) Santaos et al. (2004) Lee e Tsai (2006) Greatrix (2009) Sakote et al. (2010) Merotto et al. (2011) Pal et al. (2012) Santos et al. (2012) Gomes et al. (2013)
PVC	GOX	2011	Índia	Mingireanu (2009)
HTPB	N ₂ O	2006 2009 2013	EUA Taiwan China	Platt (2006) Lee e Tsai (2009) Shan et al. (2013)
Parafina	N ₂ O	2003 2004 2008 2009 2012	EUA Brasil Brasil Taiwan Bélgica	Karabeyoglu et al. (2003) Dos Santos et al. (2004) Contaifer et al. (2008) Lee e Tsai (2009) Boughaba et al. (2012)
Parafina	H ₂ O ₂	2005 2007	EUA Brasil	Brown e Lydon (2005) Gouvêa e Souza (2007)
HTPB	H ₂ O ₂	2007 2013 2014 2016	Canada China Iran China	Farbar et al. (2007) Li et al. (2013) Ghassemi et al. (2014) Cai et al. (2016)
Parafina	N ₂ O ₄	2009 2010	Brasil EUA	Salvador (2009) DeSain et al. (2010)
PE	N ₂ O ₄	2012	Brasil	Arnoni e Costa (2012)

Um dos primeiros trabalhos realizados com propulsão híbrida foi executado por Otto Lutz e Wolfgang C. Noeggerath, que desenvolveram um motor de 10.000N empregando carvão e óxido nitroso como propelentes (HUMBLE et al., 1995).

Em meados da década de 1940, a California Pacific Rocket Society desenvolveu motores que utilizavam madeira de Douglas Fir e diferentes tipos de borrachas queimando com LOX (oxigênio líquido). Em 1941 o foguete XDF-23 foi lançado com sucesso a uma altitude de aproximadamente 9 km. Apesar de não terem sido publicadas análises balísticas, as pesquisas realizadas evidenciaram pela primeira vez, que a pressão na câmara de combustão de um propulsor híbrido é proporcional ao fluxo de oxidante, e não à área de superfície interna exposta à chama. Assim, diferentemente dos propulsores sólidos, os híbridos não estão sujeitos a picos de pressão devido a rachaduras no grão combustível. Neste período houve um crescente desinteresse pelos sistemas de propulsão híbrida, motivado pelos grandes investimentos na propulsão a propelentes líquidos e sólidos no período pós-guerra, deixando a propulsão híbrida cada vez mais restrita às pesquisas com testes estáticos e a poucas aplicações em motores de foguetes de sondagem (BATH, 2012 e SPG, 2012).

No início da década de 1950, houve esforços significativos em direção à compreensão dos fenômenos da combustão nos propulsores híbridos. Na General Electric, Moore et al. (1954) utilizaram soluções aquosas de peróxido de hidrogênio em concentrações mássicas de 90% e polietileno como propelentes e observaram, uniformidade axial e estabilidade da combustão, a facilidade no controle de empuxo por meio de válvulas simples e a confirmação de que a combustão não é dependente de eventuais rachaduras no grão. Os autores observaram também que as taxas de consumo dos combustíveis eram muito baixas e que não se alteravam significativamente com pequenas variações nas condições de operação. Nesta década ainda trabalhos como de Emmons (1956) buscaram modelar a queima de combustíveis sobre superfícies planas imersas em escoamentos de oxidante gasoso.

Na década de 1960, as principais pesquisas com propulsão híbrida ocorreram na França, tendo como organização responsável a ONERA (Office National D'études et de Recherches), que realizou oito voos bem sucedidos,

alcançando altitudes de 100km. Na Suécia a Volvo conseguiu levar uma carga útil de 20 kg à 80 km de altitude. Ainda nesta década, os primeiros trabalhos explicitamente voltados à modelagem da taxa de regressão em propulsores híbridos foram publicados por Marxman e Gilbert (1963) o que ampliou o entendimento dos fenômenos envolvidos na combustão de propelentes híbridos e ajudou a fortalecer o desenvolvimento destes sistemas.

Nas décadas de 1970 e 1980, importantes organizações norte americanas do setor aeroespacial, como a AMROC (American Rocket Company) e a Lockheed Martin, se envolveram no projeto, construção e teste de motores híbridos para foguetes de sondagem. Os investimentos levaram ao progresso na confecção e utilização de combustíveis poliméricos que viriam a ser muito importantes nas próximas décadas. Com os desastres do veículo lançador Challenger, em 1986, e outras falhas ocorridas nos motores sólidos da Titan, fizeram com que o interesse de grandes centros de desenvolvimento aeroespacial pela propulsão híbrida ganhasse novo fôlego. Foi neste período que a NASA (National Aeronautics and Space Administration) encorajou a formação da HPIAG (Hybrid Propulsion Industry Action Group) cuja missão foi explorar as possibilidades da aplicação da propulsão híbrida em aceleradores de grande porte. Seus esforços foram frustrados pelas baixas taxas de regressão apresentadas pelos combustíveis utilizados na época, que obrigavam os sistemas a serem demasiadamente grandes para satisfazer os níveis de empuxo requisitados (CANTWELL et al., 2010).

Muitos trabalhos foram iniciados ou retomados na década de 1990, não apenas nos EUA e Europa, mas também em países asiáticos, especialmente no Japão e na Índia. Foi em 1997 que se formou um grupo de pesquisas em propulsão híbrida na Universidade de Stanford nos EUA (Karabeyoglu et al., 2001 e 2002), onde foi proposta a utilização de combustíveis à base de parafina, cujas taxas de regressão superavam em muito a dos combustíveis comumente utilizados. Estes novos combustíveis seriam capazes de superar as dificuldades encontradas pela HPIAG nos anos de 1980.

Nos anos 2000, um novo nicho do mercado aeroespacial se abriu à propulsão híbrida, o turismo sub-orbital. No ano de 2004, uma das mais bem sucedidas aplicações da propulsão híbrida ocorreu com o lançamento do veículo SpaceShipOne que atingiu uma altitude de 100 km por duas vezes no intervalo de uma semana, utilizando os propelentes HTPB (polibutadieno hidroxilado) e o N_2O (óxido nitroso). Mais recentemente, o programa *Dream Chaser* da SNC (Sierra Nevada Corporation) dos Estados Unidos, tem desenvolvido um veículo que emprega propulsão híbrida para voos tripulados ao espaço em órbita baixa da Terra, que inclui a estação espacial internacional.

Foi a partir das primeiras publicações feitas pelo grupo formado por pesquisadores da universidade de Stanford e do centro de Pesquisas Ames-NASA que diferentes trabalhos usando combustível à base de parafina começaram a ser realizados em diversas instituições espalhadas pelo mundo, citando-se, Lee et al. (2006) em Taiwan, Brown e Lydon (2005), Lohner et al. (2006) e Chandler et al. (2012) nos Estados Unidos, Greatrix (2009) no Canadá, Merotto et al. (2011) na Itália, Nakagawa et al. (2011) no Japão, Pal et al. (2012) na Índia e Guerreiro (2013) em Portugal.

No Brasil, as pesquisas ganharam força no início dos anos 2000, primeiramente na UNB (Universidade de Brasília) com trabalhos exploratórios com propulsores híbridos e suas respectivas bancadas de testes estáticos, dos quais podem ser citados Viegas e Salemi (2000) e Santos et al. (2004 e 2005) e mais recentemente por Câmara e Inglês (2013) e Gonçalves(2013).

No ano de 2005, no LCP (Laboratório Associado de Combustão e propulsão) do INPE (Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais), em Cachoeira Paulista, iniciaram-se pesquisas teóricas e experimentais em propulsão híbrida, empregando inicialmente os pares parafina/ H_2O_2 (Gouvêa et al., 2006) e parafina/ N_2O_4 (Salvador et al., 2007). Em um segundo momento, Contaifer et al. (2008) e Vásquez e Costa (2011) trabalharam na utilização de parafina/ N_2O , sendo o primeiro com foco experimental e o segundo teórico. Arnoni e Costa

(2012) investigaram a utilização de HDPE/N₂O₄, diferenciando-se das linhas de pesquisa baseadas em parafina, mas ainda voltadas à propulsão híbrida.

Outros grupos têm realizado trabalhos no DCTA (Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial), com a utilização de parafina/GOX (Lacava e Barros, 2010 e Santos et al., 2014) e PU+parafina/GOX (Gomes et al. 2013) dentre outros. Na USP (Universidade de São Paulo), campus de São Carlos e na UFABC (Universidade Federal do ABC) foram iniciadas, nos últimos anos, pesquisas acerca de sistemas de propulsão híbrida nos programas de graduação e pós-graduação.

2.2 Processos de combustão em combustíveis tradicionais

Como mostrado na Tabela 2.1, polímeros como HTPB e PMMA (polimetilmetacrilato) têm sido amplamente estudados e empregados desde o início do desenvolvimento da propulsão híbrida. Estes combustíveis apresentam características físicas, químicas e econômicas desejadas, além de exibirem bom desempenho para algumas aplicações de baixo empuxo.

O HTPB é um sólido elástico resultante da reação de um polímero de alta viscosidade de butadieno com terminações em grupos funcionais hidroxila, gerado a partir de reações com matéria orgânica (GALFETTI et al. 2013). Embora muito utilizado, apresenta taxa de regressão muito baixa, visto que é resultante quase exclusivamente da gaseificação do combustível sólido no escoamento, processo que ocorre de forma lenta, e torna HTPB inapropriado para aplicações que exigem grandes níveis de empuxo.

O PMMA é um termoplástico incolor e rígido, originado da reação de propileno e benzeno. Segundo, Zeng et al. (2002), o seu processo de queima ocorre de maneira semelhante ao do HTPB, no que diz respeito à gaseificação do combustível sólido. Para que possa ser efetivamente queimado, passa por vários mecanismos reacionais que envolvem inicialmente sua decomposição

em monômeros MMA e posteriormente em CH_3OH , CH_4 , C_3H_6 , $\text{C}_3\text{H}_6\text{O}$, CH_2O e $\text{CH}_3\text{COCO}_2\text{CH}_3$ que na presença de O_2 e calor, entram em combustão, produzindo principalmente H_2O , CO_2 e CO .

O processo de combustão em propulsores híbridos é diretamente ligado ao combustível utilizado. Usualmente se injeta oxidante na forma gasosa na câmara de combustão, onde se encontra com o grão combustível sólido e forma uma camada limite dinâmica. O combustível, após receber energia do sistema de ignição ou equivalente, vaporiza e é injetado na direção do oxidante, dando início ao fenômeno de combustão propriamente dito, que gera uma zona de chama, com razão de mistura próxima à estequiométrica, no interior da camada limite dinâmica.

Para a faixa de fluxo mássico de oxidante normalmente utilizado em sistemas de propulsão híbrida a chama é essencialmente difusiva e controlada majoritariamente pela dinâmica do fluido, mais do que pela cinética química ou radiação e é sustentada pelo retorno de energia térmica, convecção, da chama difusiva para a superfície do combustível sólido.

O HDPE é um termoplástico opaco, altamente resistente a cargas mecânicas, gerado a partir da polimerização de eteno (C_2H_4) e com densidade aproximada de $0,95 \text{ g/cm}^3$ (LOHNER et al., 2006).

Diferentemente do PMMA e HTPB, o HDPE amolece e posteriormente derrete formando uma camada líquida de alta viscosidade sobre a superfície do grão que é então vaporizado e misturado ao escoamento de oxidante e produtos da combustão. A alta viscosidade dificulta o desprendimento de gotas da superfície líquida do HDPE diretamente para dentro da chama difusiva. Sob as mesmas condições de operação, as taxas de regressão de combustíveis à base de polietileno tendem a ser maiores do que as do HTPB e o PMMA, mas ainda assim, apresentam limitações quanto aos níveis de empuxo que pode produzir. A combustão do polietileno assemelha-se em parte com a queima dos combustíveis à base de parafina que será discutida mais adiante.

2.3 Taxas de regressão de combustíveis convencionais

Dentre os diversos parâmetros necessários para a escolha de um propelente e o projeto de um propulsor híbrido, a taxa de regressão certamente tem papel de destaque, pois impacta na geometria do sistema propulsivo, no tempo de operação e nos níveis de empuxo que serão gerados. A taxa de regressão (em geral, mm/s) é a velocidade com que a superfície do combustível sólido é consumida e, conseqüentemente, define a vazão mássica de combustível no propulsor.

Apesar de a propulsão híbrida ter seu desenvolvimento iniciado na década de 1930, foi somente na década de 1940 que as primeiras investigações referentes à velocidade de queima de combustíveis sólidos imersos em um escoamento de oxidante gasoso foram realizadas.

Bartel e Rannie (1946) modelaram a taxa de regressão considerando um escoamento axial de ar através de um tubo cilíndrico de carbono. A corrente de ar era introduzida no tubo com diâmetro D , cuja velocidade, densidade, pressão e temperatura adiabática eram conhecidas. Neste modelo a difusão de oxigênio para a superfície do combustível teria papel de controlar a taxa de regressão. Foi admitido também que a adição de massa no escoamento, devido à queima do combustível era desprezível relativamente ao fluxo mássico de ar.

Obtiveram em seus estudos a seguinte expressão para a taxa de regressão local (\dot{r}) do tubo de carbono:

$$\dot{r} = \frac{C_f}{2\rho_c} \bar{G} f_m e^{\frac{-2C_f x}{D}} \quad (2.1)$$

onde ρ_c = massa específica do combustível;

C_f = coeficiente de atrito na superfície do combustível;

\bar{G} = fluxo mássico médio ao longo do tubo;

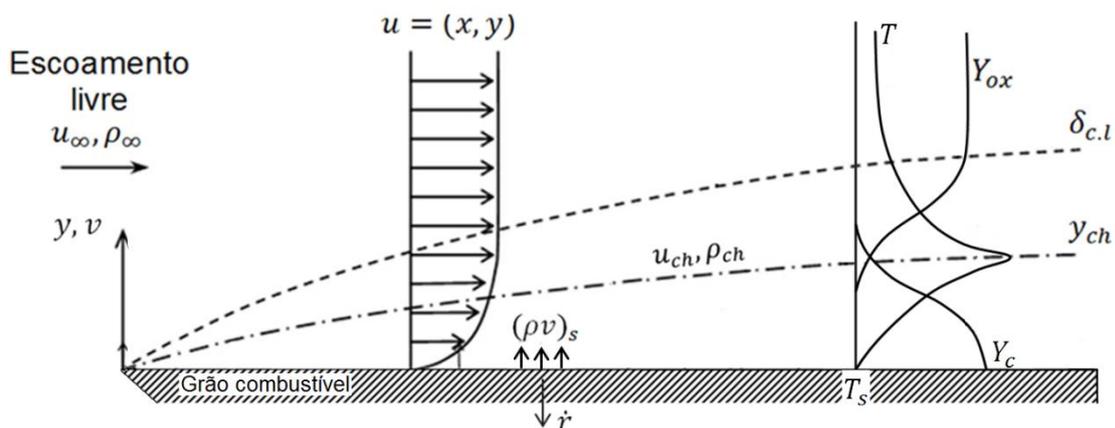
f_m = razão de mistura combustível/ar da reação;
 x = posição axial ao longo do grão de combustível;
 D = Diâmetro da porta de combustão.

De acordo com esta expressão, a taxa de regressão decai exponencialmente com a distância axial ao longo do grão combustível, resultado este que não foi verificado experimentalmente (KUO e CHIAVERINI, 2006).

Embora não tenha explicitado em seu trabalho que a motivação para suas investigações fossem as aplicações em propulsores híbridos, Emmons (1956) obteve uma solução analítica detalhada para o problema da camada limite reativa em um escoamento de oxidante sobre a superfície de um combustível sólido. Foi admitida como hipótese a existência de uma fina zona de chama laminar difusiva no interior da camada limite.

Na Figura 2.2 são mostrados os perfis de velocidade (u), frações de massa de combustível (Y_c) e oxidante (Y_{ox}) e temperatura (T) em função da posição distância perpendicular à superfície do grão combustível (y).

Figura 2.2 - Esquema de uma chama difusiva laminar em uma camada limite sobre um combustível gaseificando.



Fonte: Adaptado de Costa (2012).

A solução numérica exata para a taxa de regressão local obtida por Emmons foi:

$$\dot{r}(x) = \frac{\rho_{\infty} u_{\infty} f(B)}{\rho_c Re_x^{1/2}} \quad (2.2)$$

onde f é uma função do número de sopro (B) e $Re_x = \rho_{\infty} u_{\infty} x / \mu_{\infty}$ é o número de Reynolds em uma posição axial x .

O número de sopro é um parâmetro muito importante na taxa de regressão de propelentes híbridos e pode ser definido como a razão entre a energia térmica específica liberada pela queima e a energia térmica específica necessária para gaseificar o combustível na superfície do grão.

Para o intervalo de $0,5 < B < 5$, Emmons encontrou, por meio de dados experimentais, que a taxa de regressão local poderia ser aproximada por:

$$\dot{r}(x) = \frac{\rho_{\infty} u_{\infty}}{\rho_c Re_x^{1/2}} [0,18 + \log_{10}(B + 0,7)] \quad (2.3)$$

onde $\rho_{\infty} u_{\infty}$ é o fluxo mássico de oxidante G_{ox} , e portanto, a equação pode ser reescrita como:

$$\dot{r}(x) = \frac{1}{\rho_c} \left(\frac{\mu_{\infty}}{x} \right)^{0,5} G_{ox}^{0,5} [0,18 + \log_{10}(B + 0,7)] \quad (2.4)$$

O expoente 0,5 do termo G_{ox} é resultante da hipótese de escoamento laminar proposto por Emmons, entretanto, o efeito desestabilizante causado pela injeção de combustível gaseificado faz com que ocorra transição para escoamento turbulento e por isso Marxman e Gilbert (1963) vieram a considerar a hipótese da camada limite turbulenta, como será discutido mais adiante.

Houser e Peck (1963) fizeram úteis contribuições às investigações da taxa de regressão por meio de uma série de medidas experimentais com grãos de

combustível cilíndricos de PMMA, com comprimentos que variaram de 2 a 24 polegadas, queimando com oxigênio com diferentes vazões.

O tratamento estatístico realizado sobre os dados experimentais lhes forneceu uma expressão empírica para a taxa de regressão instantânea local, dada por:

$$\dot{r}(t) = 0,8 \frac{A_0}{t^{0,8}} + 0,3 \frac{A}{t^{0,3}} \quad (2.5)$$

sendo A_0 e A constantes determinadas pela regressão dos dados experimentais e dependentes da posição axial. Vale ressaltar que Houser e Peck não buscaram entendimento teórico acerca da equação obtida. Nota-se ainda que esta equação não é válida para o tempo igual à zero, visto que gera uma taxa de regressão infinita. De fato, os autores, não foram capazes de obter dados precisos para tempos menores que 10 s após a ignição que resultou na singularidade da equação.

Apesar destas limitações, eles possivelmente foram os primeiros a reconhecer a importância de se investigar as taxas de regressão como função do tempo e da posição axial. Mostraram ainda que a taxa de regressão decresce com o tempo, devido ao aumento no diâmetro da porta de combustão (KUO e CHIAVERINI, 2006).

Marxman e Gilbert (1963) direcionaram seus estudos especificamente às aplicações em propulsores híbridos e propuseram em sua modelagem algumas hipóteses que levavam em consideração os resultados de estudos publicados em pesquisas anteriores, dos quais citam-se:

- Tal como Emmons (1956), a injeção de massa na camada limite, pela gaseificação do combustível, referido como efeito de sopro (*blowing effect*), tem papel importante na velocidade de queima uma vez que bloqueia parte do calor vindo da chama, que neste modelo é predominantemente convectivo.

- A camada limite formada pelo escoamento de oxidante gasoso em regime permanente sobre a superfície plana de um combustível sólido deveria ser reativa e turbulenta, diferente da proposta por Emmons (1956).

Marxman e Gilbert iniciaram a modelagem com um balanço de energia simplificado onde a troca de calor por radiação fora desprezada e assim, na superfície do combustível sólido o fluxo de calor transferido por convecção (\dot{q}_s'') é dado por:

$$\dot{q}_s'' = \dot{m}_c'' h_v \quad (2.6)$$

onde \dot{m}_c'' = fluxo mássico de combustível gaseificado;

h_v = calor total de gaseificação do combustível por unidade de massa.

O calor de gaseificação h_v inclui três termos:

- O calor sensível para aquecimento do combustível até a temperatura de sublimação na superfície;
- O calor para despolimerização;
- O calor para gaseificação do propelente despolimerizado.

Nota-se que o fluxo mássico de combustível pode ser reescrito como produto da massa específica do combustível (ρ_c) e a taxa de regressão (\dot{r}) e, portanto a Equação (2.6) pode ser rearranjada como:

$$\dot{r} = \frac{\dot{q}_s''}{h_v \rho_c} \quad (2.7)$$

Assim, a caracterização da taxa de regressão do combustível recai na determinação das propriedades térmicas e aerodinâmicas do escoamento na camada limite.

A transferência de calor na superfície do combustível pode ser analisada através do número de Stanton (C_H) que relaciona o calor transferido para um fluido e a sua capacidade térmica, matematicamente definida como:

$$C_H = \frac{\dot{q}_s''}{\rho_{ch} u_{ch} \Delta h} \quad (2.8)$$

onde: ρ_{ch} = densidade do gás na chama;

u_{ch} = velocidade do gás na chama;

$\rho_{ch} u_{ch}$ = fluxo axial de massa na chama.

Marxman e Gilbert propuseram o uso de uma razão, C_H/C_{H0} , chamada de fator de bloqueio, que representa o efeito do sopro sobre a transferência de calor por convecção da chama para a superfície do combustível. O subscrito 0 indica a ausência de sopro, ou seja, a condição em que nenhuma massa de combustível está sendo adicionada ao escoamento.

A incorporação desta razão na Equação (2.8) seguida de um rearranjo resulta em:

$$\dot{q}_s'' = C_{H0} \frac{C_H}{C_{H0}} \rho_{ch} u_{ch} \Delta h \quad (2.9)$$

Através da analogia de Reynolds que estabelece a correspondência entre o fluxo de quantidade de movimento turbulento e o fluxo de calor verifica-se, que o número de Stanton pode ser escrito em função do coeficiente de atrito do escoamento na forma de:

$$C_H = \frac{C_f}{2} \frac{\rho_{\infty} u_{\infty}^2}{\rho_{ch} u_{ch}^2} \quad (2.10)$$

sendo: C_f = coeficiente de atrito do escoamento sob o efeito de sopro,

ρ_{∞} = densidade do gás no escoamento livre;

u_{∞} = velocidade do gás no escoamento livre;

Neste modelo admitiu-se que o coeficiente de atrito, com ou sem a presença de combustão é aproximadamente o mesmo, desde que sob a mesma condição de sopro, isto porque próximo à superfície do grão o perfil de velocidades é essencialmente o mesmo. Marxmann e Gilbert se utilizaram de uma expressão empírica para o coeficiente de atrito em uma camada limite turbulenta, sem sopro, C_{f_0} , que é dado por:

$$C_{f_0} = 0,06Re_x^{-0,2}Pr^{-2/3} \quad (2.11)$$

sendo $Re_x = \rho_\infty u_\infty x / \mu$ o número de Reynolds em uma posição x ao longo do grão combustível, μ é a viscosidade dinâmica dos produtos da combustão e Pr o número de Prandtl que foi assumido ser igual à 1.

A substituição da Equação (2.11) em (2.10) estabelece o número de Stanton em condição de ausência de sopro, como sendo:

$$C_{H_0} = 0,03Re_x^{-0,2} \frac{\rho_\infty u_\infty^2}{\rho_{ch} u_{ch}^2} \quad (2.12)$$

Desta forma, a expressão básica para a taxa de queima de combustíveis sólidos em foguetes híbridos vem da substituição das Equações (2.9) e (2.12) em (2.7), que resulta em:

$$\dot{r}(x) = 0,03Re_x^{-0,2} \frac{\rho_\infty u_\infty}{\rho_c} \left(\frac{C_H}{C_{H_0}} \right) \left(\frac{u_\infty}{u_{ch}} \right) \left(\frac{\Delta h}{h_v} \right) \quad (2.13)$$

Considerando-se uma camada limite fina que não afeta significativamente o escoamento livre ao longo da porta de combustão, pode-se identificar $\rho_\infty u_\infty$ por G , que é o fluxo mássico total através da porta de combustão, na região de escoamento livre e, portanto:

$$Re_x = \frac{\rho_\infty u_\infty x}{\mu} = \frac{Gx}{\mu} \quad (2.14)$$

que ao ser inserida na equação anterior, fica:

$$\dot{r}(x) = 0,03 \frac{\mu^{0,2}}{\rho_c x^{0,2}} G^{0,8} \left(\frac{C_H}{C_{H_0}} \right) \left(\frac{u_\infty}{u_{ch}} \right) \left(\frac{\Delta h}{h_v} \right) \quad (2.15)$$

onde x , em um motor híbrido é a distância ao longo de uma porta do grão e u_∞ é a velocidade do escoamento livre na porta de combustão.

Embora tenha sido obtida uma equação para o cálculo a taxa de regressão local, medir o número de Stanton em sistemas híbridos é uma tarefa difícil, e por isso a razão C_H/C_{H_0} foi substituída em trabalhos posteriores pela razão de coeficientes de atrito, C_f/C_{f_0} , cuja relação é obtida pela incorporação na Equação (2.11) da razão entre as Equações (2.10) e (2.12), com Pr igual a 1.

$$\frac{C_H}{C_{H_0}} = \frac{C_f}{C_{f_0}} \quad (2.16)$$

Através dos dados experimentais de Mickley e Davis (1957), Marxman et al. (1964) avaliaram o efeito de sopro sobre o coeficiente de atrito e estabeleceram um parâmetro de sopro ou número de transferência de massa, B , calculado por:

$$B = \frac{\dot{m}_c''}{\rho_\infty u_\infty \frac{C_f}{2}} \quad (2.17)$$

que ao ser combinado com as Equações (2.6), (2.8) e (2.10), fornece que:

$$B = \left(\frac{u_\infty}{u_{ch}} \right) \left(\frac{\Delta h}{h_v} \right) \quad (2.18)$$

O número de transferência de massa é um parâmetro termoquímico determinado basicamente a partir das propriedades do propelente, e de acordo com Marxman (1965) a dependência de C_f/C_{f_0} com o parâmetro B é empiricamente expressa por:

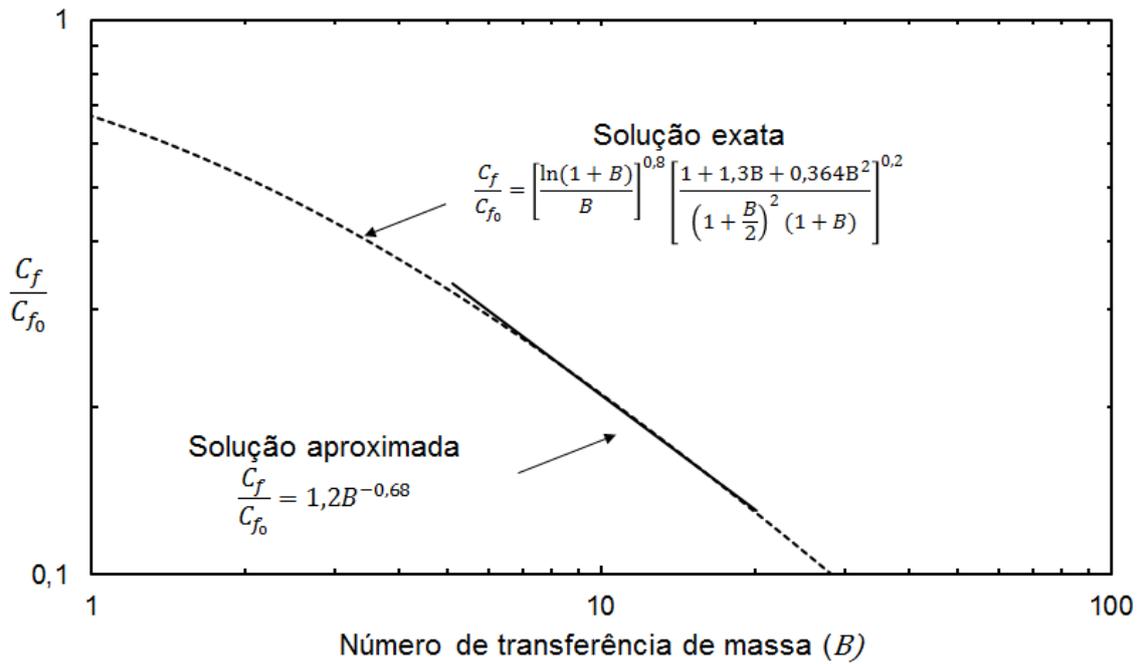
$$\frac{C_f}{C_{f_0}} = \left[\frac{\ln(1+B)}{B} \right]^{0,8} \left[\frac{1 + 1,3B + 0,364B^2}{\left(1 + \frac{B}{2}\right)^2 (1+B)} \right]^{0,2} \quad (2.19)$$

que no intervalo de $5 \leq B \leq 20$, onde há maior de interesse em sistemas de propulsão híbrida, pode ser simplificada como:

$$\frac{C_f}{C_{f_0}} = B^{-0,68} \quad (2.20)$$

Na Figura 2.3, vê-se que para o intervalo de interesse a utilização da equação aproximada representa adequadamente os valores de C_f/C_{f_0} .

Figura 2.3 - Influência da injeção de massa pela superfície de queima do combustível sobre o coeficiente de atrito.



Fonte: Adaptado de Marxman (1965).

Substituindo as Equações (2.18) (2.17) e (2.20) em (2.15)(2.8), a equação para o cálculo da taxa de regressão aproximada, torna-se:

$$\dot{r}(x) = \left(0,03 \frac{\mu^{0,2}}{\rho_c}\right) x^{-0,2} G^{0,8} B^{0,32} \quad (2.21)$$

O termo entre parênteses é constante para um dado propelente e esta equação pode ser comparada à expressão empírica empregada no cálculo da velocidade de queima de propelentes sólidos homogêneos:

$$r = aP_c^n \quad (2.22)$$

onde P_c é pressão na câmara de combustão e a e n são valores experimentais constantes para um dado propelente. Notar que no caso da queima de propelentes sólidos, emprega-se, r , como símbolo da velocidade de queima.

Desta forma, a Equação (2.21) pode ser reescrita com uma boa estimativa para o cálculo da taxa de regressão, na forma de:

$$\dot{r}(x) = aG^n x^m \quad (2.23)$$

Um exame desta equação mostra que o fluxo mássico total de propelente também é uma função da posição axial, x , visto que existe aumento na presença de combustível em meio ao escoamento de oxidante ao longo do comprimento do grão e, portanto no interior da porta de combustão, G , deve ser então expresso por:

$$G(x) = G_{ox} + G_c(x) \quad (2.24)$$

com G_{ox} , sendo o fluxo mássico de oxidante através da porta de combustão, $G_c(x)$ o fluxo de combustível adicionado ao escoamento até a posição axial x .

Explicitando-se a dependência da taxa de regressão com x a Equação (2.23) torna-se:

$$\dot{r}(x) = a[G_{ox} + G_c(x)]^n x^m \quad (2.25)$$

A vazão mássica de combustível (\dot{m}_c) adicionada ao escoamento pode ser calculada como uma função da taxa de regressão, na forma de:

$$\dot{m}_c = \rho_c C P_H \dot{r} \quad (2.26)$$

onde C = comprimento do grão combustível;

P_H = perímetro hidráulico para qualquer geometria da porta de combustão.

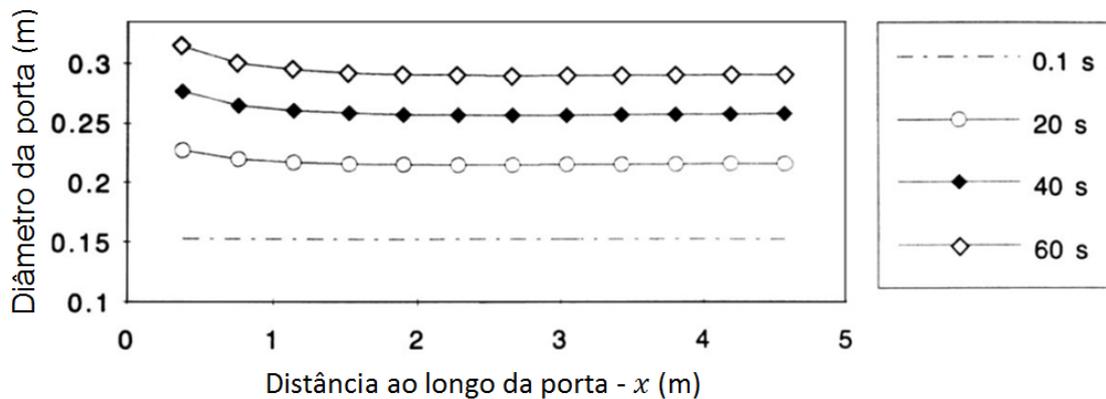
Assim, $G_c(x)$, é calculado pela integração da razão entre a massa de combustível adicionada ao longo do grão e a área da seção transversal da porta de combustão, A_p , tal que:

$$G_c(x) = \int_0^x \frac{\rho_c P_H \dot{r}(x)}{A_p} dx \quad (2.27)$$

A Equação (2.25) é, portanto implícita e deve ser resolvida por integração numérica.

A Figura 2.4 apresenta os resultados de uma solução computacional detalhada, para um grão cilíndrico de um hidrocarboneto com expoentes m e n ligeiramente diferentes dos propostos por Marxman e Gilbert (1963).

Figura 2.4 - Perfil de porta de combustão cilíndrica em diferentes instantes. (vazão mássica de oxidante = 7,95 kg/s, $a = 2,066 \times 10^{-5}$, massa específica do combustível = 1000 kg/m³, $n = 0,75$, $m = -0,15$).

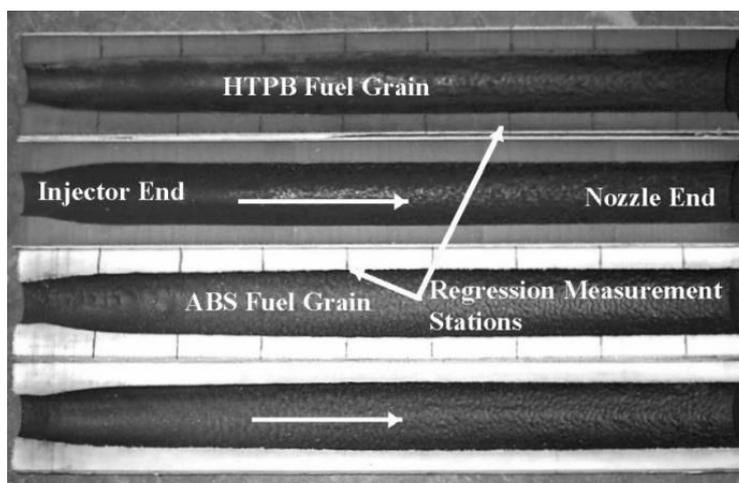


Fonte: Adaptado de Humble et al. (1995)

Nota-se que, exceto próximo à origem, a variação no diâmetro da porta de combustão em função da distância axial é muito pequena, isto porque a espessura da camada limite no bordo de ataque é menor, e, portanto o fluxo de calor e a transferência de massa são maiores. Este efeito de borda não é tão acentuado na prática, provavelmente devido ao atraso na cinética química estabelecido na zona de combustão na camada limite.

Estes resultados da queima relativamente uniforme ao longo do grão combustível também são observados experimentalmente, como mostrado na Figura 2.5.

Figura 2.5 - Grão de HTPB e ABS queimado com N_2O .



Fonte: Bath (2012).

A conclusão importante a partir desses cálculos é que ao longo da porta de combustão de propelentes híbridos a taxa de queima é aproximadamente constante. Esta relativa uniformidade resulta de dois fatores compensatórios:

1. O crescimento da camada limite representado por x^m , que provoca uma diminuição no fluxo de calor, é balanceada pelo aumento do fluxo de massa total devido ao acréscimo axial de combustível.
2. Um mecanismo auto-regulador pelo qual se, por algum motivo uma seção do grão tiver área maior que outras, então a taxa de regressão

local deverá ser menor em função do menor fluxo mássico de oxidante, uniformizando assim o contorno do grão.

Em virtude destes resultados a maioria dos trabalhos referentes à caracterização da velocidade de queima têm se utilizado de uma expressão para taxa de regressão média espacial modificada, onde o fluxo mássico total é substituído por um valor médio (\bar{G}) em qualquer instante, e a variável x por C_c referente ao comprimento total do grão, de forma que:

$$\bar{r} = a\bar{G}^n C_c^m \quad (2.28)$$

Embora seja relativamente simples, esta equação é escrita em função do fluxo mássico total no final do grão combustível que não é um valor de entrada, mas sim um resultado da queima do combustível. Alternativamente, seria mais simples e prático o estabelecimento de uma equação que se utilizasse do fluxo mássico de oxidante, que é um valor conhecido.

Admitindo-se a pequena variação axial do diâmetro da porta de combustão, a Equação (2.27) torna-se:

$$G_c(x) = \frac{\rho_c P_H}{A_p} \int_0^x \dot{r}(x) dx = \frac{4\rho_c}{D_H} \int_0^x \dot{r}(x) dx \quad (2.29)$$

que introduzida na Equação (2.25), com alguns rearranjos fica-se com:

$$\dot{r}(x) = ax^m G_{ox}^n \left[1 + \frac{4\rho_c}{D_H} \int_0^x \dot{r}(x) dx \right]^n \quad (2.30)$$

Definindo-se uma nova variável como:

$$q = \int_0^x \dot{r}(x) dx \quad (2.31)$$

A Equação (2.25) pode ser reescrita em termos de q , tornando-se uma equação diferencial ordinária de primeira ordem e separável que ao ser integrada resulta em:

$$q = \frac{D_H}{4\rho_c} G_{ox} \left[\left(1 + \frac{4(1-n)a\rho_c x^{m+1}}{(1+m)D_H G_{ox}^{1-n}} \right)^{\frac{1}{1-n}} - 1 \right] \quad (2.32)$$

O valor médio espacial para a taxa de regressão é dado por:

$$\bar{r} = \frac{1}{x} \int_0^x \dot{r}(x) dx = \frac{q}{x} \quad (2.33)$$

O segundo termo, entre parênteses na Equação (2.32), é muito menor que 1, que permite ser simplificada por uma expansão em série de Taylor, que combinada com a taxa de regressão média, fica:

$$\bar{r} = \frac{a}{(1+m)} G_{ox}^n x^m \left[1 + \frac{2n \left(\frac{a}{(1+m)} \right) \rho_c x^{m+1}}{D_H G_{ox}^{1-n}} \right] \quad (2.34)$$

Trabalhos experimentais mostram que a utilização de uma expressão para a taxa de regressão média é razoável, e por isto grande parte dos trabalhos que visam caracterizar este parâmetro têm se utilizado de uma expressão analítica simplificada, visto que parâmetros como pressão de câmara, empuxo e razão de mistura (oxidante/combustível) são variáveis no tempo durante a operação do propulsor. A taxa de regressão média em termos do fluxo mássico de oxidante comumente utilizada é:

$$\bar{r} = a G_{ox}^n \quad (2.35)$$

onde a é o coeficiente da taxa de regressão experimentalmente determinado.

2.4 Combustíveis à base de parafina

A parafina (cera de parafina ou combustível de parafina) é um combustível utilizado há séculos e é composta por uma mistura de moléculas orgânicas, com fórmula C_nH_{2n+2} , e por óleos de alta massa molar. A Tabela 2.2 apresenta algumas características de parafinas empregadas em velas.

Tabela 2.2 - Propriedades de parafinas.

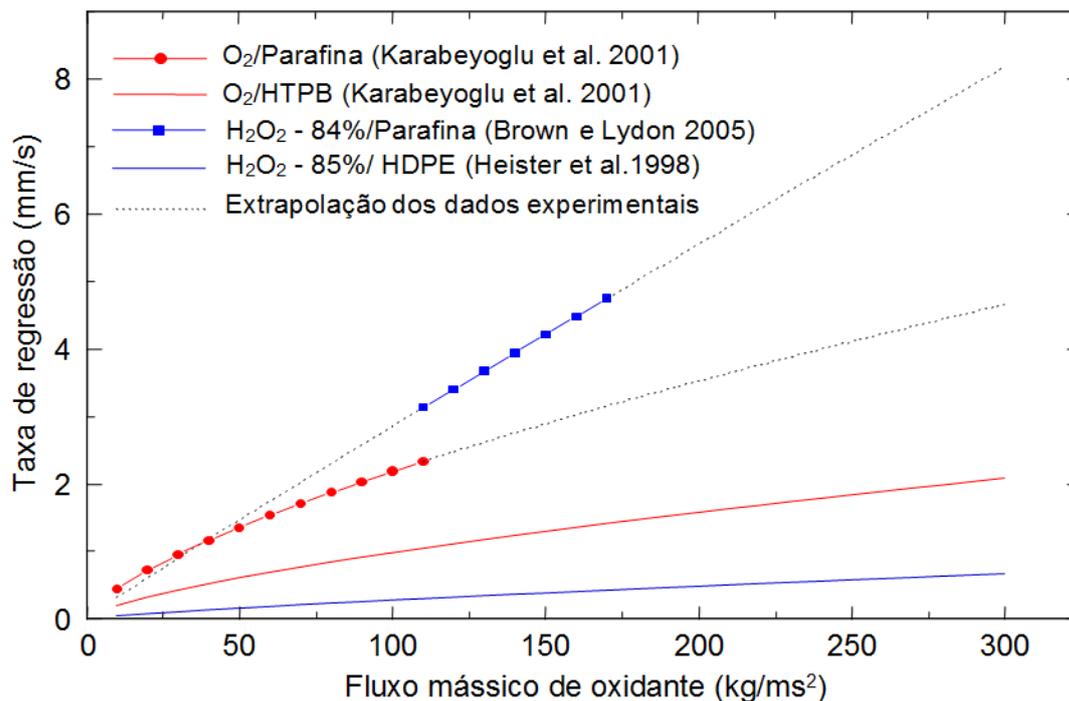
Propriedade	Valor
Número de átomos de carbono	19 – 36
Massa molar (g/mol)	350 – 420
Temperatura de fusão (°C)	48 – 68
Temperatura de ebulição (°C)	350 – 430
Densidade a 25 °C (g/cm ³)	0,865 – 0,913
Massa específica (g/cm ³)	0,82 – 0,92
Presença de óleo (% em massa)	0,1 – 3
Ponto de fulgor (°C)	204 – 271
Ponto de combustão (°C)	238 – 263
Viscosidade cinemática à 100 °C (mm ² /s)	3,12 – 7,1

Fonte: Dillon e Hamins (2003) e Petrobras (2016).

A utilização de combustíveis à base de parafina como propelente em sistemas de propulsão híbrida foi primeiramente publicada por Karabeyoglu et al. (2001) em um trabalho conjunto entre a Universidade de Stanford e o centro de pesquisas Ames-NASA, nos Estados Unidos da América.

Os estudos mostraram que, combustíveis à base de parafina apresentam taxas de regressão até cinco vezes maiores do que os habituais HTPB e HDPE (Figura 2.6) e, portanto, superaram um dos maiores obstáculos na utilização da propulsão híbrida em sistema com grandes níveis de empuxo (CHANDLER et al., 2012 e EVANS et al., 2009).

Figura 2.6 - Comparativo da taxa de regressão entre parafina, HTPB e HDPE.

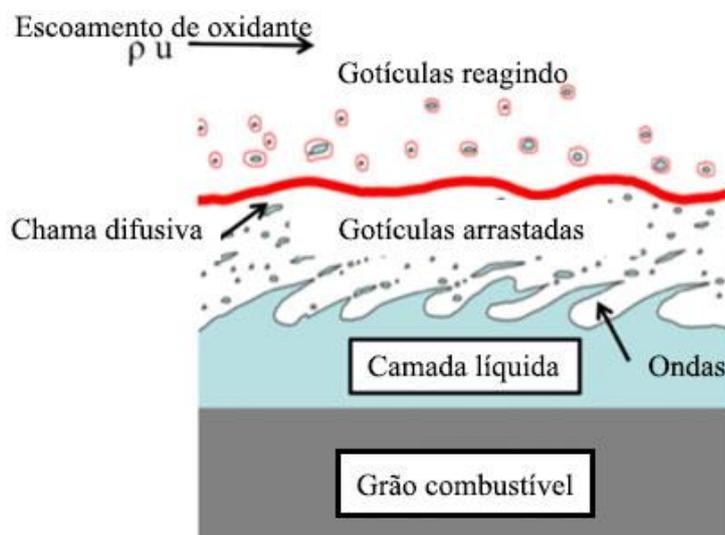


Fonte: Adaptada de Karabeyoglu et al. (2001).

Cabe ressaltar que apenas os dados de Karabeyoglu et al. (2001), na Figura 2.6, foram obtidos sob as mesmas condições de operação e metodologia de cálculo, entretanto, é comum na literatura de propulsão híbrida fazer comparativos entre as taxas de regressão de propelentes diferentes em diferentes sistemas de teste.

Karabeyoglu et al. (2001) também propuseram que a alta taxa de regressão da parafina seja resultado da criação de uma camada líquida muito fina, de baixa tensão superficial e viscosidade, sobre a superfície do combustível aquecido pela chama, diferentemente do que ocorre no HDPE. O aparecimento de uma interface instável na camada líquida de combustível, induzida pelo escoamento de oxidante gasoso, proporciona uma maior taxa de transferência de combustível da superfície para a chama de difusão por veio de gotículas e não apenas combustível gaseificado. A taxa de queima total é resultante da combustão na chama de difusão e das gotas que foram lançadas no escoamento de oxidante, como esquematizado na Figura 2.7.

Figura 2.7 - Mecanismo de carregamento de massa na superfície do combustível.



Fonte: Adaptada de Karabeyoglu et al. (2001).

O mecanismo de queima de parafina funciona como um sistema de atomização contínuo de combustível distribuído ao longo da superfície de queima. Ao contrário do HDPE e HTPB, a introdução de parafina no escoamento reativo, não é limitada pela sua vaporização.

De acordo com Karabeyoglu et al. (2001), a alta velocidade do escoamento gera tensões cisalhantes que juntamente com a baixa viscosidade e a pequena tensão superficial da fina camada líquida, favorecem o desenvolvimento de instabilidades que produzem gotículas de combustível derretido, que por sua vez são carregados em direção à zona de combustão.

Modelos que tratam deste tipo de combustível precisam ser consideravelmente modificados relativamente à modelagem clássica de Marxman, uma vez que, tanto o aumento na vazão mássica de combustível devido às gotas, quanto uma modificação no fenômeno da combustão e transferência de calor devem ser levados em conta (CHANDLER et al. 2012).

- A energia gerada pela combustão já não é exclusivamente resultante da queima de combustível na zona de chama, mas também das gotas que se encontram na região rica em oxidante.
- A transferência de calor por radiação não é afetada pelo efeito de sopro de combustível sendo levado em direção à chama, ao contrário da convecção.
- A transferência de calor é intensificada devido ao aumento na rugosidade da superfície do grão, causado pelas ondulações na superfície do combustível.

Embora o modelo proposto por Karabeyoglu et al. (2001) seja mais completo, conseguir simular o comportamento da queima de propelentes híbridos é um processo complexo e ainda falho, por isso, é prática habitual a obtenção de equações empíricas para descrever a taxa de regressão.

Karabeyoglu et al. (2001), Brown e Lydon (2005), Bertold (2007), Lee e Tsai (2009), Boronowsky (2011), Nakagawa e Hikone (2011) e Galfetti et al. (2013), dentre outros, caracterizaram experimentalmente a taxa de regressão de combustíveis à base de parafina queimando com diferentes oxidantes, utilizando-se variados métodos que serão apresentados nas próximas seções.

2.5 Métodos para o cálculo da taxa de regressão

Diversas metodologias têm sido utilizadas na determinação da taxa de regressão de diferentes pares propelentes e nas mais diversas condições de operação. Como exemplo podem ser citadas as análises de imagens por raios-X (Evans et al., 2005), a ultrassonografia (Kuentzmann et al., 1979), a visualização direta do grão combustível por meio de janelas (Nakagawa e Hikone, 2011 e Chandler et al., 2012), sistema ótico no interior da câmara de combustão (DeLuca et al., 2011), câmaras de combustão de PMMA (Yuasa et

al., 2011) e ainda a introdução de dispositivos eletrônicos no grão combustível, que é um método intrusivo e pode afetar consideravelmente a combustão.

Historicamente, porém, a maioria dos trabalhos se utiliza de um método conhecido como *end point* ou TOT (*Thickness-Over-Time*) que consiste no cálculo da taxa de regressão média por meio do monitoramento de características geométricas ou de massa, antes e depois da operação de um propulsor (HEISTER, 1998).

A taxa de regressão média é calculada pela variação do diâmetro médio da porta média de combustão, $\Delta\bar{D}$, ao longo do tempo de queima, t_q :

$$\bar{r} = \frac{\Delta\bar{D}}{2t_q} \quad (2.36)$$

Embora não forneça informações detalhadas do comportamento temporal e espacial da queima do grão, a taxa de regressão média tem sua importância, pois é um método simples de ser executado e de grande serventia, especialmente em estudos experimentais preliminares.

Este método será utilizado neste trabalho quando utilizado HDPE como combustível de maneira que os dados experimentais possam ser comparados aos existentes na literatura.

2.6 Oxidantes

Sistemas de propulsão híbrida têm como premissa a presença de propelentes em fases diferentes, sendo normalmente o combustível sólido e o oxidante líquido, em razão de sua maior densidade. O oxidante pode ser injetado na fase líquida ou gasosa na câmara de combustão.

A gama de oxidantes empregados na propulsão híbrida é basicamente a mesma da encontrada nos sistemas a propelentes líquidos tais como o oxigênio puro (O_2), óxido nitroso (N_2O), peróxido de hidrogênio (H_2O_2),

tetróxido de nitrogênio (N_2O_4), ácido nítrico fumegante vermelho (IRFNA - *Inhibited Red Fuming Nitric Acid*) e, mais recentemente, o NYTROX ($O_2 + N_2O$), dentre outros.

Cada oxidante apresenta peculiaridades que podem ser desejáveis ou indesejáveis para um sistema propulsivo e, por isso, sua escolha não é trivial.

Em primeira análise, o oxigênio líquido pode parecer a única escolha coerente de oxidante para qualquer sistema de propulsão líquida ou híbrida, uma vez que possui a máxima disponibilidade de O_2 por massa de oxidante, uma alta densidade e, queimado com qualquer combustível, gera os maiores níveis de *Isp* (impulso específico). Estas observações poderiam sugerir ser desnecessária a investigação de qualquer de outro oxidante, porém em propulsão muitas são as variáveis envolvidas, e em uma avaliação mais aprofundada, sua natureza criogênica pode ser um empecilho.

O óxido nitroso é certamente um dos oxidantes que mais tem despertado interesse nas últimas décadas, como alternativa ao oxigênio líquido.

Segundo Boughaba et al. (2012) e Henneman (2015) as principais características de interesse do N_2O são:

- Baixa toxicidade, que se enquadra numa tendência de utilização de propelentes de baixo impacto ambiental (green propellants);
- Alta a , mantendo-se líquido em temperatura ambiente e sob sua própria pressão de vapor;
- Alta estabilidade com uma grande variedade de materiais;
- Capacidade de se auto pressurizar;
- Baixo custo;
- Facilidade comercial de obtenção.

Entretanto, trabalhos como os de Zakirov (2001), Herdy (2006), Okamoto (2015), descrevem algumas propriedades potencialmente inconvenientes ao seu uso, das quais se citam:

- Se o fornecimento de O_2 para a combustão for derivado da decomposição catalítica do N_2O , faz-se necessário um sistema de preaquecimento do leito catalítico, ou seja, haverá adição de massa e complexidade ao sistema, além de tempo para que a temperatura do catalisador seja atingida;
- Os catalisadores tendem a degradar-se rapidamente, devido à alta temperatura de decomposição do óxido nítrico ($\sim 1300\text{ }^\circ\text{C}$);
- Caso seja escolhida a realização de decomposição térmica do N_2O , faz-se necessária a introdução de um sistema de ignição, elétrico ou pirotécnico, que tem resultados semelhantes aos da decomposição catalítica, além de aumentar susceptibilidade a falhas.

Baseado nestes dados, e tendo em vista a carência de informações quanto ao uso de peróxido de hidrogênio em propulsores híbridos e considerando o sucesso de trabalhos anteriores realizados no LCP/INPE, que surgiu a motivação para a utilização de H_2O_2 como oxidante neste trabalho.

3 PROPELENTES E CATALISADORES EMPREGADOS

Nesta seção são descritas as características dos propelentes empregados, são determinados os desempenhos teóricos de propelentes híbridos e são apresentadas as justificativas para a sua escolha.

3.1 Peróxido de hidrogênio

Como apresentado na Tabela 2.1, a propulsão híbrida tem utilizado diferentes oxidantes com os mais variados combustíveis no decorrer de todo seu desenvolvimento.

Pesquisas relacionadas ao emprego do peróxido de hidrogênio com propósito propulsivo têm sido feitas desde a década de 1930. As primeiras aplicações se deram em dispositivos militares alemães na segunda Guerra Mundial, dentre as quais podem ser citados os aviões Messerschmitt Me-163, Heinkel He-111 e Junkers JU-88, que foram equipados com motores RATO (*Rocket Assisted Take Off*), além de torpedos e submarinos (SCHUMB et al., 1955 e WALTER, 1954).

Figura 3.1 - Messerschmitt Me-163.



Nas últimas décadas notou-se uma tendência em substituir propelentes de alta toxicidade e impacto ambiental, como hidrazina e tetróxido de nitrogênio, pelos chamados *green propellants*, como o LOX, N₂O e o H₂O₂.

É inegável que a quantidade de trabalhos que relatam o uso de peróxido de hidrogênio em sistemas propulsivos é muito inferior aos com oxigênio líquido e gasoso e o óxido nitroso. Dentre os fatores que mais contribuem para esta escassez de trabalhos, lista-se o receio de acidentes, e a indisponibilidade de soluções comerciais acima de 70%, que são de interesse em aplicações aeroespaciais.

Desde os anos de 1950, o potencial explosivo do peróxido de hidrogênio tem sido investigado, com conclusões muito distintas. Walter (1954) realizou uma série de estudos que visavam avaliar a sensibilidade do peróxido de hidrogênio sob ação de explosivos.

Em seus experimentos fez uso de bombas incendiárias e de poderosos explosivos daquela época impactando sobre tanques contendo até cinco toneladas de H₂O₂. Concluiu que o peróxido de hidrogênio líquido, em concentrações até 82%, por si só, não é explosivo e nem detonável, mas a sua lenta decomposição exotérmica gera energia adicional às das bombas.

Schumb et al. (1955) pontuam que soluções de peróxido de hidrogênio podem se tornar tão explosivas quanto TNT (trinitrotolueno), quando misturadas a algumas substâncias, justificando a necessidade de se atentar para possíveis contaminações acidentais. Faz-se necessário, neste momento, contextualizar esta conclusão com a tecnologia de concentração utilizada na época. Era comum a realização de um procedimento chamado *ether extraction*, em que éter era misturado à solução de peróxido de hidrogênio e posteriormente extraído a vácuo, com possível formação de perigosos peróxidos orgânicos, responsáveis por acidentes na produção de H₂O₂ em altas concentrações. Esta metodologia de concentração de peróxido de hidrogênio já não é mais utilizada.

Davis Jr. e Keefe (1956) mostraram que os vapores de peróxido de hidrogênio se tornam explosivos quando alcançam concentrações molares maiores de 26%, porém, esta condição somente é atingida em soluções aquosas de peróxido de hidrogênio com concentrações acima de 90%, aquecidas a mais de 110 °C e cujos vapores ficam estagnados, ou seja, em condições incomuns de estocagem em aplicações aeroespaciais.

Pelo histórico de acidentes ocorridos nos períodos das grandes guerras mundiais e pelo crescente desenvolvimento de outros propelentes como o LOX e o N₂O, passaram-se quase quatro décadas com poucas publicações relativas às aplicações de H₂O₂ em sistemas propulsivos.

Ventura e Heister (1993) realizaram um estudo comparativo da utilização do par LDPE (*low density polyethylene*)/H₂O₂ e HTPB/LOX e demonstraram que ambos apresentam níveis segurança de operação e manuseios semelhantes.

Greene et al. (2005) fizeram uma revisão da literatura e analisaram os casos de acidentes relacionados ao peróxido de hidrogênio. Concluíram que os maiores perigos estão associados à falta de cuidado e treinamento do pessoal que trabalha com peróxido de hidrogênio e não a qualquer tipo de fenômeno explosivo.

No LCP/INPE, desde o ano de 2005, pesquisas referentes à utilização de peróxido de hidrogênio, com concentrações entre 85 e 92%, têm sido realizadas sem nenhum tipo de imprevisto quanto à segurança do propelente (GOUVÊA et al., 2007; RAMOS E COSTA, 2010; MIRANDA et al., 2013; MAIA et al., 2014; PEREIRA, 2014).

Segundos Heister et al. (1998) sistemas propulsivos que utilizam o peróxido de hidrogênio como oxidante apresentam algumas características vantajosas frente à outros oxidantes, das quais podem ser citadas:

- Alta densidade do oxidante, que proporciona um sistema de armazenamento de propelente líquido mais compacto;
- Facilidade de manuseio do sistema e do oxidante devido à sua baixa toxicidade e característica não criogênica em condições ambientes;
- Decomposição catalítica exotérmica, em H₂O e O₂ que ocorre facilmente em temperatura ambiente;
- Características de monopropelente, que podem ser apropriadamente utilizada na pressurização do sistema de alimentação por um simples leito de decomposição catalítica.

3.2 Catálise

A ciência da catálise data da primeira metade do século XIX e tem apresentado muitos desenvolvimentos desde então, mas a sua essência permaneceu a mesma. Hagens (2015) cita Wilhelm Ostwald, ganhador do prêmio Nobel de 1909, que estabeleceu uma definição para catalisador, ainda válida nos dias de hoje: “Um catalisador acelera uma reação química sem afetar a posição de equilíbrio”. (*tradução nossa*)

O conceito de catálise está intimamente ligado ao mecanismo da reação química, o catalisador é um agente capaz de acelerar a taxa de reação ou mudar a sua seletividade, levando à formação de produtos diferentes daqueles que seriam normalmente gerados. (FARNETTI et al., 2004)

Seja a seguinte reação direta:



onde B, C e D, E são os reagentes e produtos, respectivamente, a, b, c, d são os coeficientes estequiométricos, e k é a constante da reação. A taxa de progresso da reação é definida por:

$$r = -\frac{1}{b} \frac{d[B]}{dt} = -\frac{1}{c} \frac{d[C]}{dt} = \frac{1}{d} \frac{d[D]}{dt} = \frac{1}{e} \frac{d[E]}{dt} \quad (3.2)$$

onde $[Z]$ representa a concentração molar da substância Z .

A taxa de progresso da reação pode ser calculada por:

$$r = k[B]^b[C]^c \quad (3.3)$$

onde k é a constante de reação dada pela lei de Arrhenius:

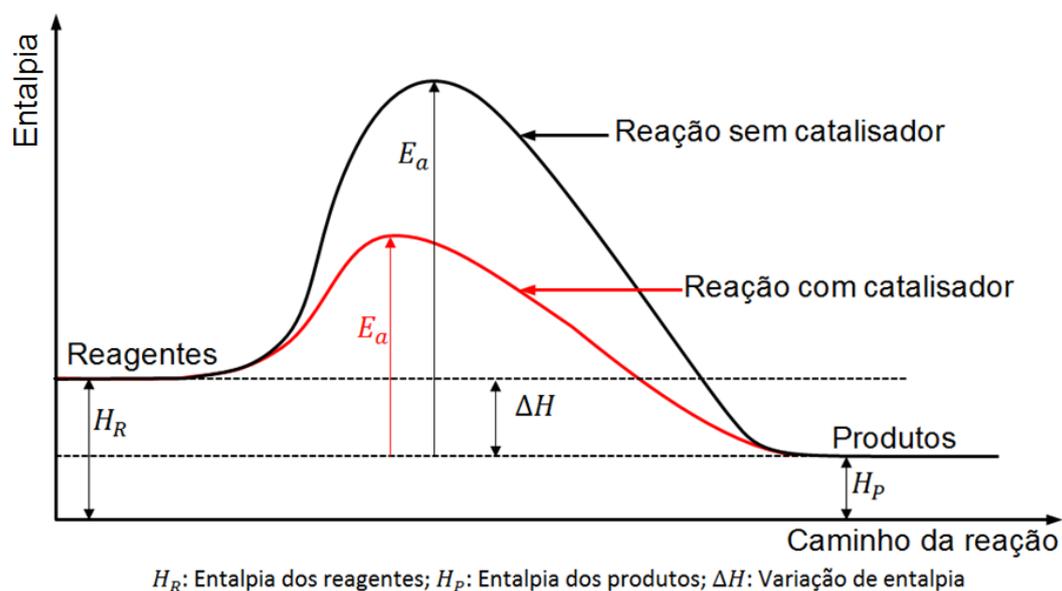
$$k = A e^{-\frac{E_a}{RT}} \quad (3.4)$$

onde A é o fator pré-exponencial, R ($8,32 \text{ J mol}^{-1} \text{ K}^{-1}$) é a constante universal dos gases, $T(K)$ é a temperatura da reação, e E_a (J mol^{-1}) é a energia de ativação .

A energia de ativação é definida como sendo a barreira energética que deve ser ultrapassada a fim de que os produtos sejam formados na reação. A Figura 3.2 exemplifica o perfil energético de uma reação química que ocorre, com e sem a presença de agente catalisador, que é o responsável por baixar a energia de ativação, modificando a constante k e, conseqüentemente, os mecanismos reacionais.

A catálise pode ser classificada quanto às fases do catalisador e reagentes, sendo a homogênea àquela em que ambos encontram-se na mesma fase e heterogênea em diferentes, sendo esta segunda a empregada neste trabalho.

Figura 3.2 - Diagrama energético de uma reação genérica e os efeitos da catálise no perfil da reação.



3.3 Decomposição catalítica do peróxido de hidrogênio

A decomposição catalítica de soluções aquosas de peróxido de hidrogênio em sistemas propulsivos é tradicionalmente heterogênea, sendo os catalisadores comumente suportados em matrizes óxidas, como alumina, ou telas metálicas, dispostas em um leito catalítico posicionado a montante da injeção na câmara de combustão.

Os maiores desafios na utilização de sistemas propulsivos com peróxido de hidrogênio estão associados ao desenvolvimento de catalisadores eficientes, confiáveis e duráveis (LEE, S. e LEE, W., 2009).

A prata é certamente um dos catalisadores mais empregados na decomposição do peróxido de hidrogênio, pois, apresenta alta atividade catalítica. No entanto, a sua utilização por longos períodos e com concentrações de H_2O_2 acima de 90% ou ainda, em pequenos períodos com concentrações acima de 98% faz com que ocorra forte degradação da prata suportada e derretimento do material

de suporte, que normalmente consiste de telas metálicas de aço inox, latão ou níquel (KAPPENSTEIN et al., 2002).

Alternativamente à prata muitos materiais orgânicos e inorgânicos podem ser utilizados como catalisador, tais como, madeira, carvão, couro, papel, permanganato de cálcio, permanganato de potássio, carbonato de magnésio e muitos óxidos metálicos (CONSTANTINE e CAIN, 1967 e GARWIG, 1966).

Telas metálicas apresentam alta resistência estrutural, contudo possuem áreas superficiais extremamente baixas quando comparadas com suportes como alumina ou catalisadores mássicos.

Na catálise heterogênea de H_2O_2 , metais, sais metálicos ou óxidos metálicos são normalmente impregnados em suportes de alta área superficial e resistência mecânica, como alumina (MnO_x/Al_2O_3) e sílica (MnO_x/SiO_2), que fornecem maiores níveis de atividade catalítica, devido à grande disponibilidade de sítios ativos. Estes tipos de suporte também apresentam boa razão de área superficial por volume, característica desejável e de extrema importância às aplicações aeroespaciais (MAIA, 2012 e KAPPSTEIN et al., 2002).

Ainda podem ser sintetizados catalisadores mássicos que são constituídos exclusivamente de substâncias ativas sem necessidade de suporte. Dessa maneira, quase toda a superfície exposta do material apresenta atividade catalítica. Nos últimos anos têm sido desenvolvidos no LCP/INPE catalisadores mássicos para decomposição de peróxido de hidrogênio, baseados em óxidos mistos de cobalto e manganês e alumínio, os quais foram utilizados neste trabalho (MAIA et al., 2014).

3.4 Par propelente - Parafina/Peróxido de hidrogênio

Um grande número de pesquisas tem sido realizado com oxigênio e óxido nítrico queimando com combustíveis à base de parafina, no entanto, até o presente momento, apenas duas trataram da utilização de peróxido de

hidrogênio, sendo que, somente Brown e Lydon (2005) obtiveram dados quanto à caracterização da taxa de regressão deste par propelente.

O reduzido número de publicações sobre aplicações de peróxido de hidrogênio em propulsão híbrida pode ser atribuído a alguns fatores, dentre os quais podem ser citados:

- A baixa eficiência e preços relativamente elevados dos catalisadores comerciais baseados em deposição de prata e samário sobre telas metálicas.
- Dificuldade de serem obtidos catalisadores mássicos ou suportados de alta eficiência, pois ainda estão em fase de desenvolvimento.
- A indisponibilidade de peróxido de hidrogênio comercial em concentrações igual ou acima de 90%, que é o grau aceitável às aplicações aeroespaciais, sendo, portanto, necessário o desenvolvimento ou compra de um dispositivo que realize tal concentração.

Desde o ano de 2010, um concentrador de peróxido de hidrogênio, fabricado pela empresa *Exotic Thermo Engineering*, encontra-se instalado no LCP/INPE, local de realização deste trabalho, possibilitando que pesquisas relacionadas ao peróxido de hidrogênio em altas concentrações sejam realizadas.

O desenvolvimento de novos catalisadores mássicos para peróxido de hidrogênio à base de óxidos mistos de Co (cobalto), Mn (manganês) e Al (alumínio) também vem sendo realizado neste laboratório, cujos resultados têm se mostrado promissores (MIRANDA et al., 2013; MAIA et al., 2014; PEREIRA, 2014).

A desejada e difícil combinação entre equipamentos adequados e grupos de pesquisas relacionados à catálise e à propulsão de foguetes ocorreu no

LCP/INPE nos últimos anos, e têm possibilitado a realização de diversos trabalhos voltados à propulsão com H_2O_2 .

Uma das características mais favoráveis ao emprego do peróxido de hidrogênio está em sua alta temperatura de decomposição adiabática que torna em alguns casos, desnecessário o emprego de sistemas de ignição ou aquecimento do propelente. Adicionalmente, promove menores instabilidades na combustão devido à injeção de oxidante quente, ao contrário daqueles que utilizam oxigênio ou N_2O sem decomposição catalítica.

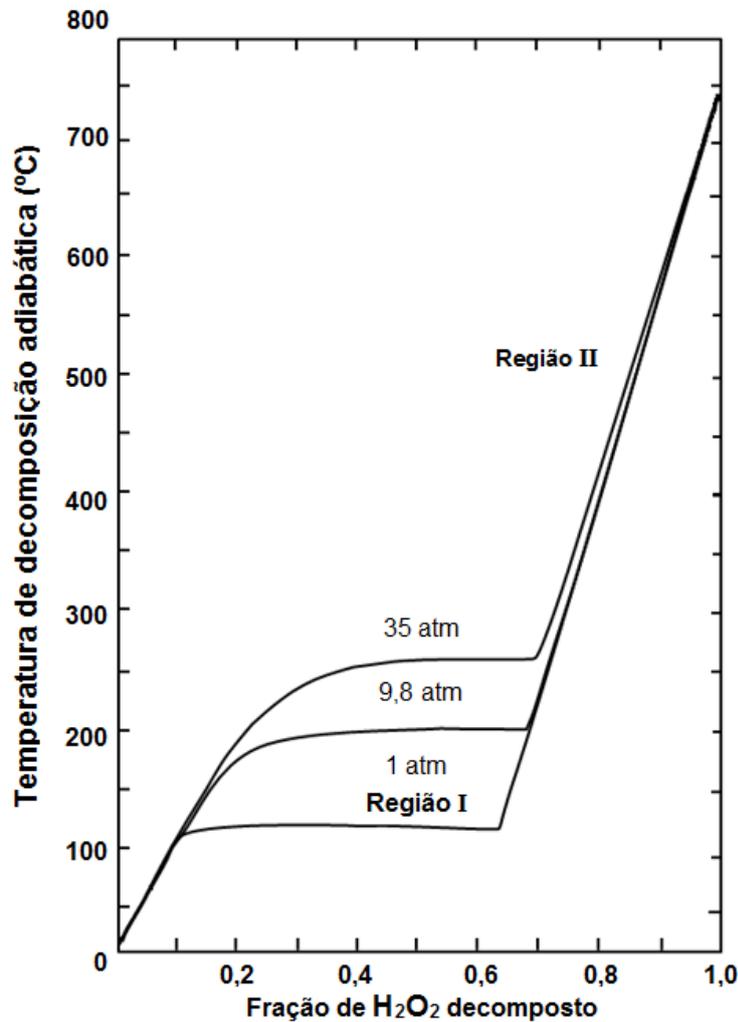
Williams e Satterfield (1952) propuseram um modelo para descrever o mecanismo de decomposição das soluções de peróxido de hidrogênio e determinar as temperaturas de decomposição adiabática.

A Figura 3.3 apresenta a compilação dos resultados obtidos para uma solução de 90% em função das frações molares de H_2O_2 decomposto e das pressões.

Pode-se observar a existência de duas regiões (I e II) de comportamentos bem distintos. Na primeira, a natureza exotérmica da decomposição do H_2O_2 não libera energia suficiente para a total vaporização da água contida na solução inicial e produtos. Esta é uma região de interesse para sistemas geradores de vapor, mas muito pouco útil quando se deseja utilizar o O_2 gerado para combustão, visto que há presença de água e peróxido de hidrogênio ainda na fase líquida.

Na segunda região, bem delimitada pelo súbito aumento na temperatura, toda água é vaporizada e a temperatura aumenta drasticamente em função da fração molar de H_2O_2 decomposto. Como exemplo, uma solução com concentração de 90% atinge temperaturas acima de $700\text{ }^\circ\text{C}$ em uma decomposição completa e cerca de $400\text{ }^\circ\text{C}$ se apenas 80% do H_2O_2 contido na solução tiver sido decomposto.

Figura 3.3 - Temperatura de decomposição adiabática de solução de H₂O₂ (90%), em função da pressão e da fração de H₂O₂ decomposto.



Fonte: Adaptada de Williams e Satterfield (1952).

Observa-se ainda, que a pressão tem grande influência na temperatura apenas na região I, que não é relevante para aplicações em propulsão híbrida, uma vez que o objetivo da decomposição do H₂O₂ é obter o máximo de oxigênio para a queima do combustível.

A Equação (3.5) é o resultado dos estudos de William e Satterfield (1952), que relaciona a temperatura de decomposição adiabática para soluções aquosas de peróxido de hidrogênio em diferentes concentrações, na região II:

$$T = -1981 + 490f_{H_2O_2} + \%H_2O_2(12 + 13f_{H_2O_2}) \quad (3.5)$$

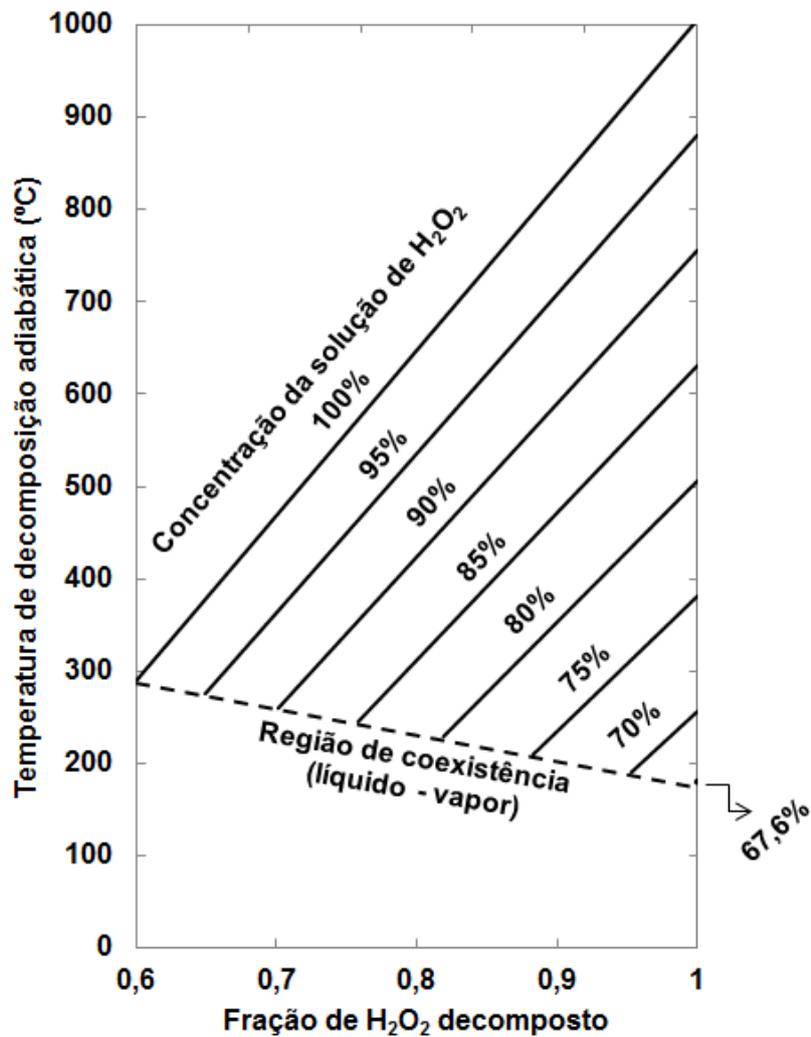
onde T = temperatura de decomposição adiabática (°C);

$\%H_2O_2$ = concentração de H_2O_2 na solução;

$f_{H_2O_2}$ = fração molar de H_2O_2 decomposto.

A Figura 3.3 apresenta as de decomposição adiabática para diferentes soluções aquosas de peróxido de hidrogênio calculadas pela Equação (3.5).

Figura 3.4 - Temperatura de decomposição adiabática para soluções aquosas de H_2O_2 com diferentes concentrações.



Fonte: Williams e Satterfield (1952).

Brown e Lydon (2005) mostraram que a taxa de regressão do par parafina/H₂O₂ (84%) é maior do que para parafina/oxigênio em fluxos mássicos de oxidante na faixa de $111 \leq G_{ox} \leq 162$ kg/m²s. É provável ainda que, com concentrações de H₂O₂ maiores, a taxa de regressão seja ainda mais alta devido à diminuição de água no escoamento de oxidante e consequente aumento na temperatura da decomposição.

Foram analisados os desempenhos propulsivos de diversos pares propelentes por meio do código computacional CEA-NASA (MCBRIDE e GORDON, 1996). A Tabela 3.1 apresenta as condições de operação usadas para obtenção das Figura 3.5 a 3.9 descrevendo o desempenho propulsivo de diferentes pares propelentes híbridos.

Tabela 3.1 - Condições de operação usadas na obtenção das Figura 3.5 a 3.9.

	Parafina	GOX	LOX	N ₂ O ₄	N ₂ O	N ₂ O	H ₂ O ₂ (80%)	H ₂ O ₂ (90%)
Temperatura na câmara de combustão (°C)	25	25	25	25	25	25	25	25
Temperatura de armazenamento (°C)	25	25	-183	21	-89	25	25	25
Densidade de armazenamento (g/cm ³)	0,92	0,26	1,14	1,44	1,23	0,74	1,33	1,39
Pressão de armazenamento (bar)	1	200	1	1	1	50,8	1	1
Pressão de câmara (bar)	50	50	50	50	50	50	50	50
Pressão ambiente (bar)	1	1	1	1	1	1	1	1

Um parâmetro importante para avaliação de um propelente é a velocidade característica (C^*), definida por:

$$C^* = \frac{P_c A_g}{\dot{m}_p} \quad (3.6)$$

onde P_c = pressão na câmara de combustão;

A_g = área da garganta da tubeira;

\dot{m}_p = vazão mássica de propelente.

No caso de escoamento isentrópico de uma mistura de gases perfeitos com propriedades constantes, mostra-se que o valor máximo de C^* é dado por:

$$C^* = \frac{\sqrt{\gamma R T_c}}{\gamma \sqrt{\left[\frac{2}{\gamma + 1}\right]^{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}}}} \quad (3.7)$$

sendo γ a razão de calores específicos a pressão e a volume constantes, respectivamente, T_c a temperatura na câmara e R a constante do gás resultante da combustão.

Assim, a velocidade característica, depende apenas das propriedades do(s) propelente(s) e do projeto da câmara de combustão, sendo um indicativo do seu potencial propulsivo e muito útil em estudos comparativos de propelentes (SUTTON, 1992).

Outro parâmetro propulsivo importante e muito utilizado é o impulso específico, definido como a razão entre o impulso total produzido e o peso de propelente ejetado do sistema, expresso como:

$$I_{sp} = \frac{\int_0^t F dt}{g_0 \int_0^t \dot{m}_p dt} \quad (3.8)$$

sendo F , o empuxo instantâneo, dependente da razão de expansão (ϵ) calculada pela Equação (3.9) e $g_0 = 9,80665 \text{ m/s}^2$ a aceleração padrão da gravidade ao nível do mar (3º CGPM, 1901).

$$\epsilon = \frac{A_s}{A_g} = \left(\frac{\gamma + 1}{2}\right)^{-1/(\gamma-1)} \left(\frac{P_s}{P_c}\right)^{-1/\gamma} \left\{ \frac{\gamma + 1}{\gamma - 1} \left[1 - \left(\frac{P_s}{P_c}\right)^{(\gamma-1)/\gamma} \right] \right\}^{-1/2} \quad (3.9)$$

onde A_s = área da saída da tubeira;

A_g = área da garganta da tubeira;

P_s = pressão de saída da tubeira;

Verifica-se que em condição de operação com empuxo constante e vazão de propelentes constante, a Equação (3.8) simplifica-se para:

$$Isp = \frac{F}{g_0 \dot{m}_{prop}} \quad (3.10)$$

Se a tubeira for dimensionada de maneira que a pressão de saída dos gases ejetados se iguale à externa, então ϵ é chamada de razão de expansão ótima, e diz-se que a tubeira está ajustada. Observa-se que é fisicamente impossível ajustar uma tubeira para o vácuo, uma vez que seria necessária uma razão de expansão infinita. Entretanto é comum na literatura utilizar-se de uma grandeza denominada de impulso específico no vácuo ($Isp_{vac.}$) que determina o valor do impulso específico máximo, para um dado ajuste, uma vez que a pressão externa é zero e não existem forças resistentes à ejeção dos gases.

Nem a velocidade característica nem o impulso específico quantificam a influência das densidades (massas específicas) dos propelentes sobre o desempenho do sistema propulsivo. Por esta razão é mais conveniente definir-se um novo parâmetro, denominado produto densidade versus impulso específico ($\rho \cdot Isp$), dado por:

$$\rho \cdot Isp = \left(\frac{m_c + m_{ox}}{V_c + V_{ox}} \right) Isp \quad (3.11)$$

onde ρ é a densidade da mistura de propelentes, m_c e m_{ox} as massas de combustível e oxidante armazenados e V_c e V_{ox} os respectivos volumes.

O parâmetro $\rho \cdot Isp$ é útil para o estudo de propelentes mas deve-se ter em mente que não são considerados neste cálculo as massas dos tanques e dos sistemas de alimentação e pressurização que deverão ser levados em conta quando realizado o projeto do sistema propulsivo completo.

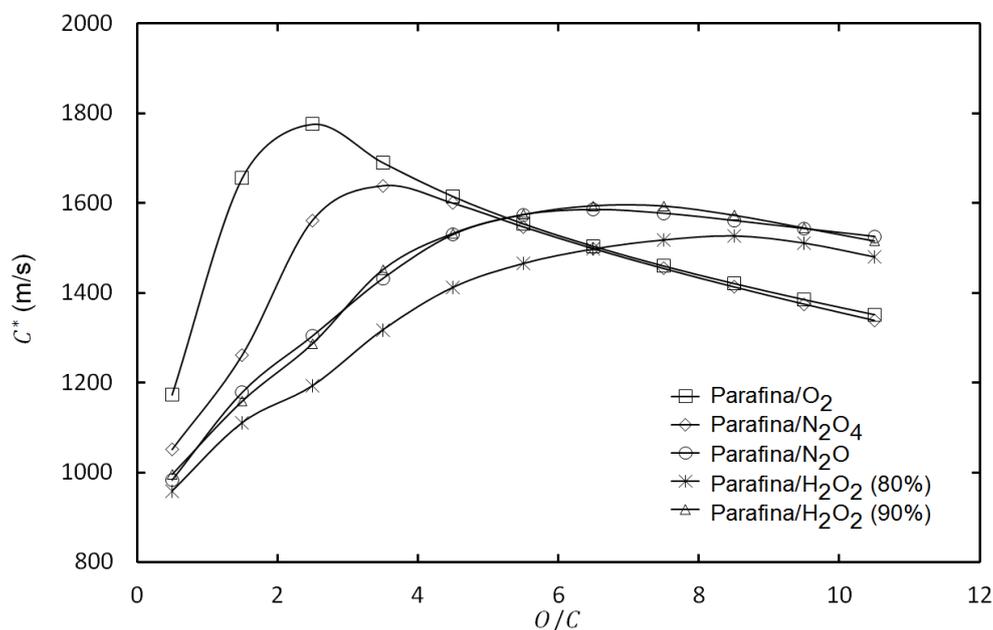
A Equação (3.11) pode ser reescrita em função da razão de mistura em massa de oxidante e combustível, $O/C = m_{ox}/m_c$, na forma de:

$$\rho \cdot Isp = \left(\frac{1 + O/C}{\frac{O/C}{\rho_{ox}} + \frac{1}{\rho_c}} \right) Isp \quad (3.12)$$

Na Figura 3.5, Gouvêa e Costa (2014) mostraram que o par parafina/ O_2 apresenta os maiores valores de velocidades características (C^*) teóricas dentre os pares analisados, com cerca de 1800 m/s, para uma razão de mistura oxidante e combustível (O/C) em torno de 2,5, e que o par parafina/ H_2O_2 (90%) apresenta velocidade característica em torno de 1600 m/s com razões O/C entre 6 e 8, muito semelhante ao encontrado para parafina/ N_2O .

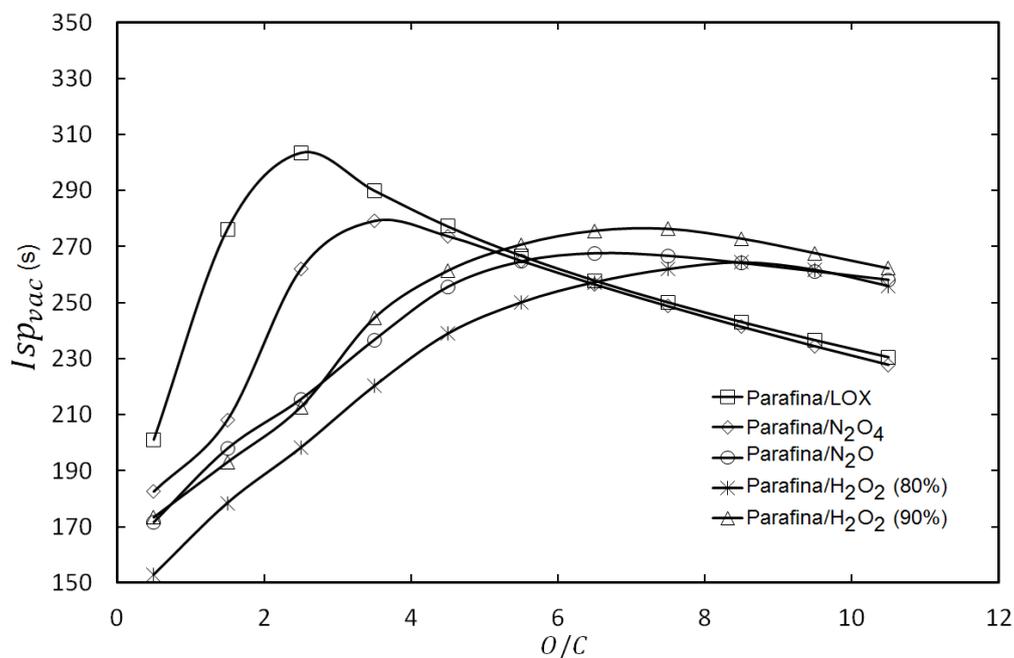
Na Figura 3.6 são apresentados os valores de impulso específico no vácuo (Isp_{vac}), que foram calculados considerando-se um propulsor operando em condição de vácuo, com pressão de câmara de 50 bar e ajustado à pressão ambiente de 1 bar. Como pode ser visto o comportamento das curvas de Isp_{vac} é idêntico ao de C^* , visto que apenas são introduzidos em seu cálculo, parâmetros relativos à tubeira de ejeção de gases supersônicos e portanto, neste estudo em particular o Isp_{vac} é utilizado apenas para gerar dados para o produto densidade versus impulso específico.

Figura 3.5 - Velocidade característica, C^* , em função da razão de mistura para parafina queimando com diferentes oxidantes. Valores calculados considerando-se $P_c = 50$ bar ajustado à $P_s = 1$ bar.



Fonte: Gouvêa e Costa (2014).

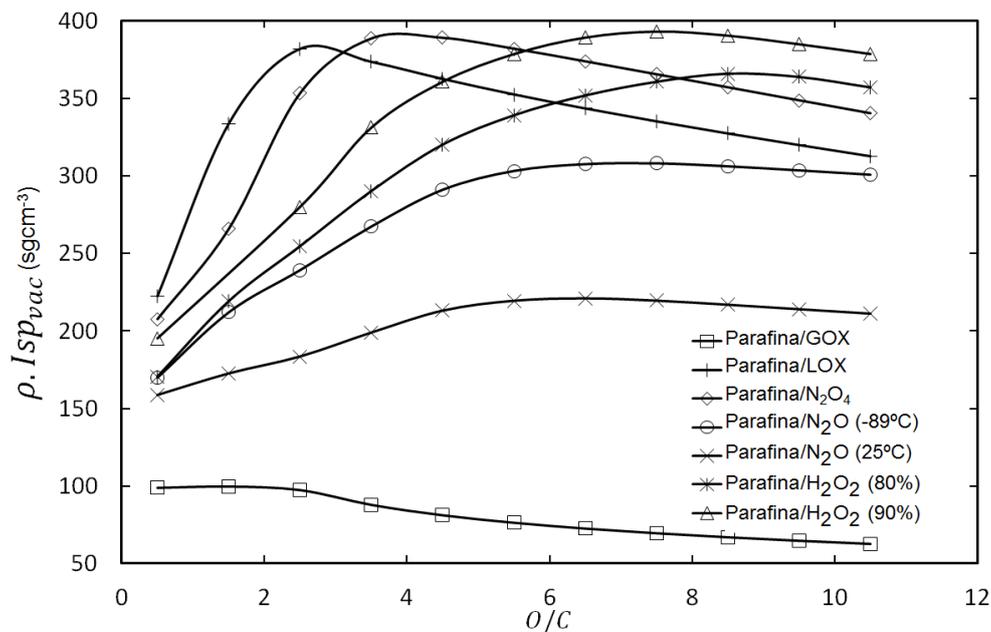
Figura 3.6 - Impulso específico no vácuo (Isp_{vac}), em função da razão de mistura para parafina queimando com diferentes oxidantes. Valores calculados considerando-se $P_c = 50$ bar ajustado à $P_s = 1$ bar.



Fonte: Gouvêa e Costa (2014).

A Figura 3.7 ajuda a elucidar a discussão feita por Wernimont et al. (1999) acerca dos benefícios de se empregarem propelentes híbridos com razão de mistura ótima relativamente altas, como é o caso do H_2O_2 . Embora os valores máximos de C^* , sejam menores para H_2O_2 do que para O_2 , sua alta densidade e razão de mistura ótima em torno de 7 fazem com que as desvantagens derivadas da combustão, sejam compensadas pelos maiores produtos de densidades e impulsos específicos que influenciam diretamente na massa e volume do sistema propulsivo.

Figura 3.7 - Produto densidade versus impulso específico no vácuo ($\rho \cdot I_{sp_{vac}}$), em função da razão de mistura para parafina queimando com diferentes oxidantes. Valores calculados considerando-se $P_c = 50$ bar ajustado à $P_s = 1$ bar.



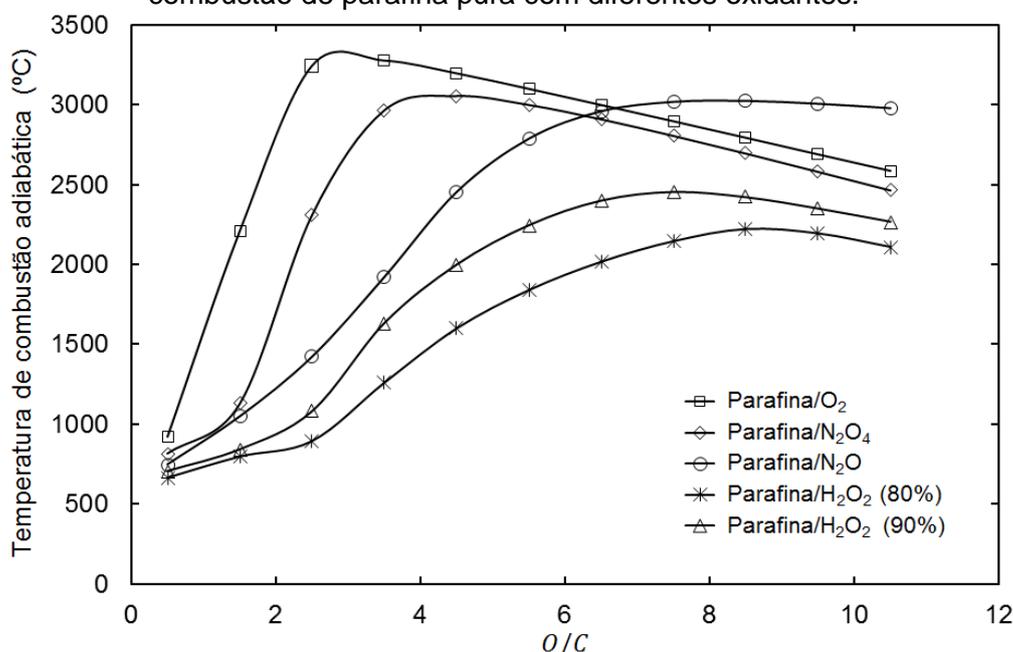
Fonte: Gouvêa e Costa (2014).

Fica claro ainda que a utilização de oxigênio gasoso (GOX) é totalmente inapropriada e que o peróxido de hidrogênio 80% tem um perfil de $\rho \cdot I_{sp_{vac}}$ praticamente igual ao do óxido nitroso, sendo ambos superados pelo H_2O_2 (90%) e o N_2O_4 . Mesmo em fase líquida, o oxigênio tem densidade menor do que as encontradas no H_2O_2 e N_2O_4 em condições ambientes, o que associado à sua baixa razão O/C , faz com que seus valores de $\rho \cdot I_{sp_{vac}}$ não sejam tão altos. Pares propelentes que apresentam desempenho ótimo em baixas razões

O/C tem a vantagem de necessitar de menores tanques para armazenamento e pressurização de oxidante, sendo assim, necessários estudos particularizados para cada missão a fim de se determinar a melhor escolha de propelentes.

Na Figura 3.8 estão apresentados os perfis de temperatura de combustão adiabática, onde, nota-se que o par, parafina/ O_2 , gera a maior temperatura máxima com valor aproximado de $3250\text{ }^\circ\text{C}$ em sua razão O/C ótima e o par parafina/ H_2O_2 (90%), temperatura máxima por volta de $2450\text{ }^\circ\text{C}$.

Figura 3.8 - Temperatura de combustão, em função da razão de mistura para combustão de parafina pura com diferentes oxidantes.



Fonte: Gouvêa e Costa (2014).

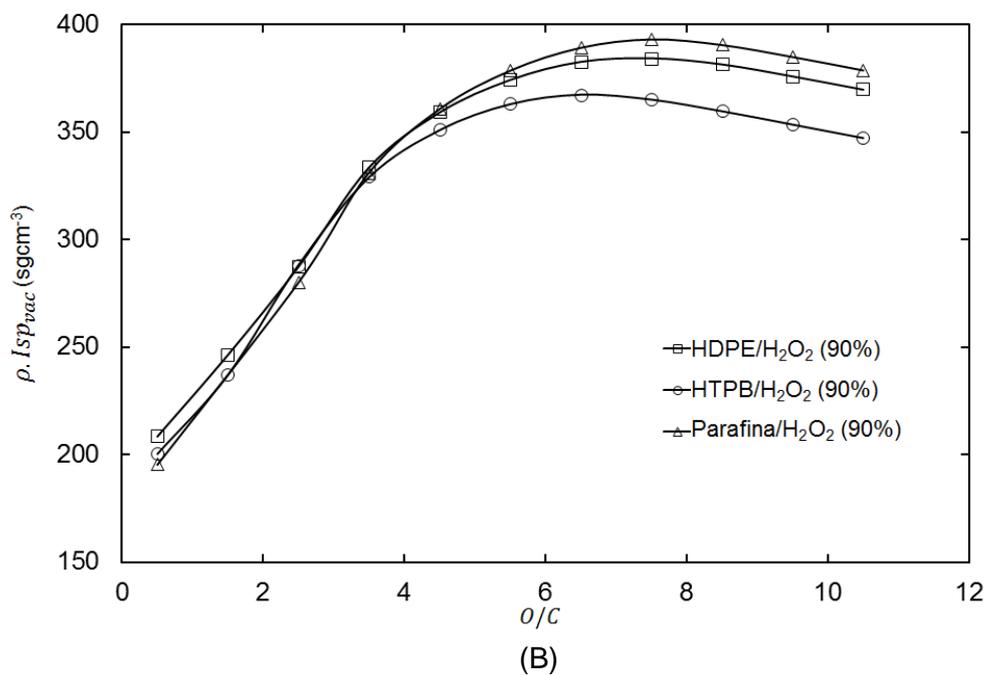
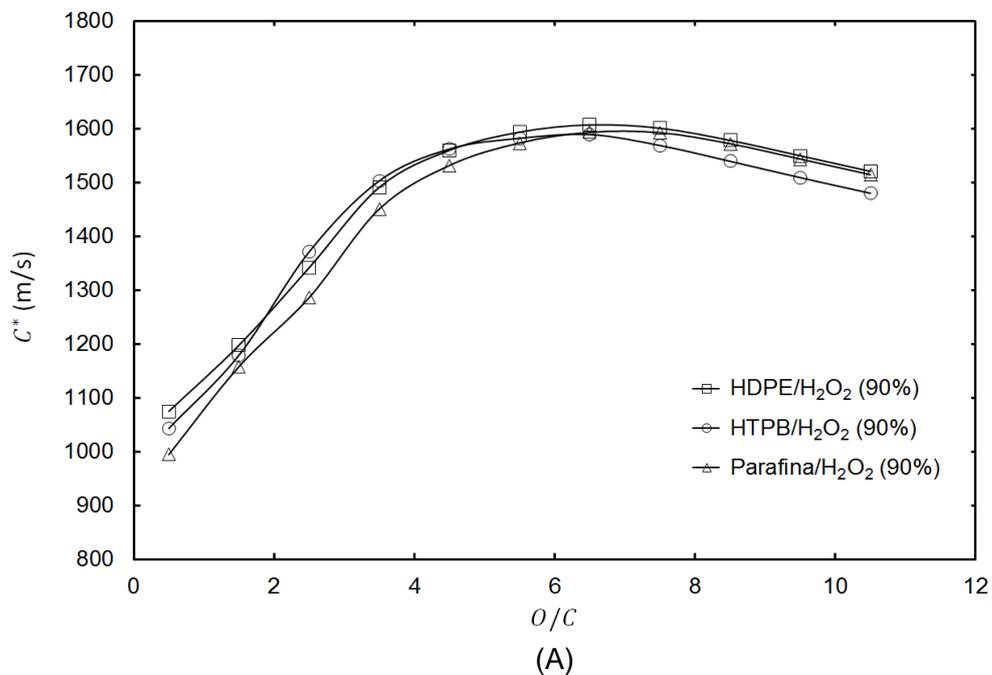
A temperatura de combustão tem papel importante no projeto de um propulsor, já que, pode restringir a utilização de alguns materiais ou requisitando sistemas de refrigeração, tornando o sistema mais pesado e/ou custoso. Pares propelentes que geram altas temperaturas, sem ganhos significativos de desempenho não são escolhas interessantes para um sistema propulsivo, e por isso, análises concatenadas dos diferentes parâmetros de desempenho e de projeto devem ser realizados de modo a se escolher o propelente mais apropriado.

O emprego de oxigênio puro como oxidante indiscutivelmente fornece os maiores valores de C^* , uma vez que não introduz inertes na câmara de combustão, mas pesa contra ele, as temperaturas de combustão demasiadamente altas e a baixa densidade, que se reflete em valores de densidades de impulso específicos inferiores aos apresentados pelos por outros oxidantes de menor complexidade como H_2O_2 e N_2O .

As velocidades características e produtos densidade versus impulsos específicos máximos resultantes da utilização de H_2O_2 (90%), N_2O e N_2O_4 são similares, entretanto, apenas o peróxido de hidrogênio tem a capacidade de iniciar a combustão com apenas a presença de um simples leito catalítico em temperatura ambiente.

Na Figura 3.9 nota-se que o desempenho gerado pelo uso de parafina como combustível equiparou-se aos fornecidos pela utilização do HTPB e HDPE, que são combustíveis habitualmente utilizados em motores de foguetes híbridos, com a vantagem de que a parafina tem apresentado na literatura, taxa de regressão consideravelmente maior, possibilitando maiores níveis de empuxo com geometrias aceitáveis.

Figura 3.9 - (A) Velocidade característica, C^* ; (B) Produto densidade impulso específico ($\rho \cdot Isp_{vac}$) em função da razão de mistura para diferentes combustíveis queimando com peróxido de hidrogênio (90%). Valores calculados considerando-se $P_c = 50$ bar ajustado à $P_s = 1$ bar.



Fonte: Gouvêa e Costa (2014).

Os estudos teóricos discutidos nesta seção mostraram que o emprego de H_2O_2 em concentrações maiores ou iguais a 90% aliado à parafina como combustível é adequado como alternativa aos propelentes híbridos comumente utilizados.

Cabe ressaltar o fato do peróxido de hidrogênio ser normalmente utilizado na forma de uma solução aquosa, e assim, sua concentração tem forte influência nas características da combustão e dos parâmetros propulsivos. Desta forma os resultados publicados por Brown e Lydon (2005) são insuficientes, pois utilizaram uma única concentração de 84% gerando assim a necessidade de investigações referentes à caracterização de sua taxa de regressão parafina/ H_2O_2 em outras concentrações.

3.5 Instabilidades de combustão

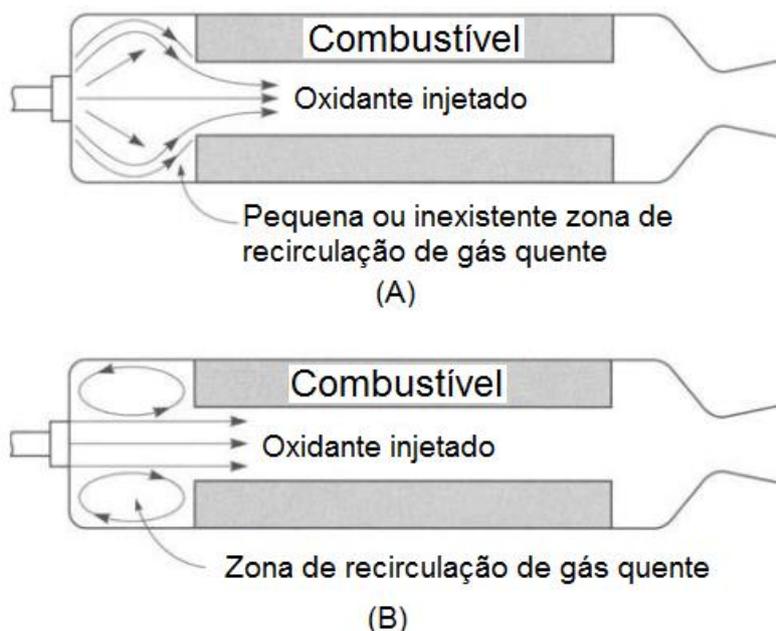
A instabilidade de combustão é uma característica importante e presente nos propulsores híbridos, em especial daqueles que utilizam parafina como combustível.

Segundo Sutton (1992), propulsores híbridos apresentam basicamente dois tipos de instabilidades de combustão. O primeiro está relacionado às variações no sistema de alimentação de oxidante, que normalmente resulta em uma oscilação de baixa frequência na câmara de combustão, conhecida como *chugging*, que pode ser diminuída e até eliminada com aumento na queda de pressão do sistema de injeção.

O segundo é associado às dificuldades na ancoragem da chama sobre o grão, que surgem quando ocorre uma inadequada estabilização da zona de combustão na camada limite. Existem algumas maneiras bem conhecidas de diminuir este tipo de instabilidade de chama. Uma consiste na utilização de uma chama piloto posicionada a montante do grão combustível, promovendo um pré-aquecimento do oxidante que estabelecerá a camada limite dinâmica. A outra envolve a utilização de uma geometria dos injetores ou da pré-câmara de

combustão, que promova uma suficiente recirculação de gases quentes a montante do grão, como exemplificado na Figura 3.10 (A).

Figura 3.10 - (A) Injeção cônica de oxidante normalmente produz uma fraca ou inexistente recirculação; (B) Injeção axial de oxidante resulta em uma região com forte recirculação na pré-câmara.



Fonte: Adaptada de Sutton (1992).

A injeção axial de oxidante em uma correta configuração produz uma forte contra corrente vinda do canal de combustão, a qual promove um pré-aquecimento do oxidante, que tende a estabilizar a chama.

Neste trabalho ambos os mecanismos de mitigação de instabilidades estarão presentes visto que a decomposição do peróxido de hidrogênio gera gases quentes e a câmara de combustão proposta tem uma geometria que favorece a recirculação, muito parecida com a mostrada na Figura 3.10 (B).

4 METODOLOGIA

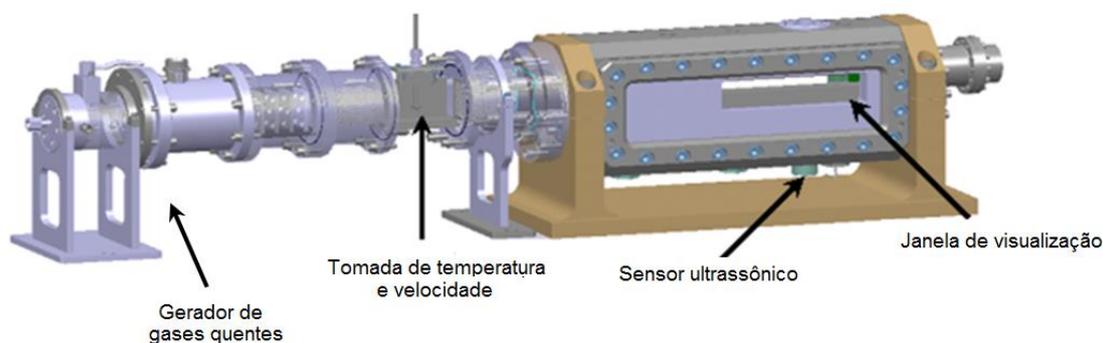
Neste capítulo é descrita a motivação para o experimento proposto neste trabalho e seu contexto em meio às pesquisas realizadas nas últimas décadas. São também discutidos o projeto e a fabricação da bancada de testes, materiais e métodos, síntese de catalisadores, concentração do peróxido de hidrogênio e a montagem experimental com o sistema de aquisição e controle.

4.1 Escolha do sistema experimental

Com o objetivo de analisar o comportamento temporal e espacial da regressão do combustível, foi realizada neste trabalho a caracterização dos pares propelentes HDPE/H₂O₂ e parafina/H₂O₂ por meio de uma câmara de combustão com janela de quartzo, como proposto por Pelletier (2009), Nakagata e Hikone (2011) e Merotto et al.(2011) ou alternativamente com janela em acrílico, como no estudo de Chandler et al. (2012).

Pelletier (2009), construiu na ONERA (*Office National d'Etudes et de Recherches Aéropatiales*), centro de pesquisas aeroespaciais da França um experimento denominado HYCARRE (*Hybrid Combustion Analysis for Regression Rate Evaluation*) que foi inicialmente utilizado para estudar o comportamento da parafina sob escoamento de gases quentes provenientes da combustão do par H₂/O₂. A câmara continha duas janelas de material transparente, não especificado, como mostrado na Figura 4.1, com capacidade de operar com fluxos mássicos de oxidante entre 50 e 500 kg/m²s e com faixa de pressão de 10 a 30 bar.

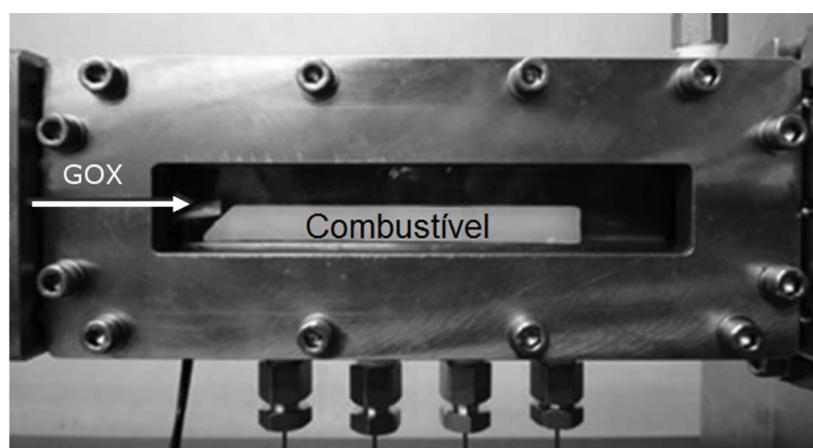
Figura 4.1 - Experimento HYCARRE



Fonte: Pelletier (2009).

Nakagawa e Hikone (2011) na Universidade de Tokai, Japão, realizaram experimento semelhante, com a diferença de que os combustíveis à base de parafina eram queimados com oxigênio gasoso. O experimento operou em pressão atmosférica e sob condições de fluxo mássico de oxidante entre 10 e 30 kg/m²s usando janelas de quartzo para a visualização da queima do combustível, como mostrado na Figura 4.2. Por meio de uma câmera de alta velocidade, foram capazes de observar a ejeção de gotículas de parafina derretida da superfície do grão, conforme previstas no modelo proposto por Karabeyoglu et al. (2011).

Figura 4.2 - Fotografia do dispositivo para queima de combustível à base de parafina com oxigênio gasoso de Nakagawa e Hikone (2011): (A) Câmara de combustão; (B) Visualização do grão de parafina queimando com oxigênio puro.



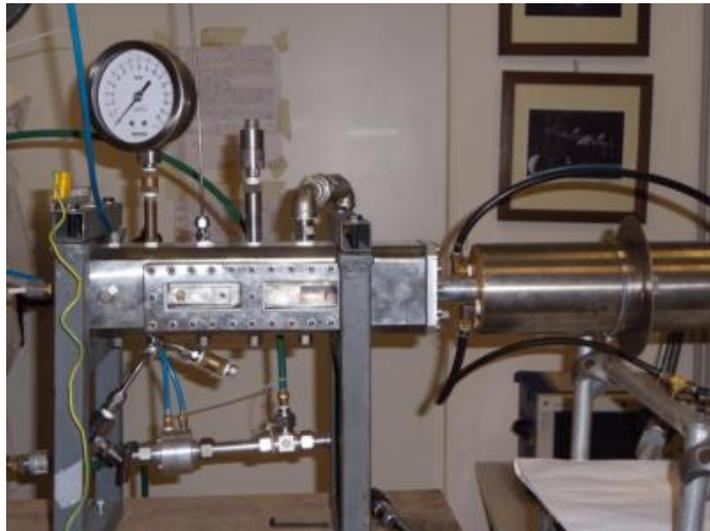
(A)



(B)

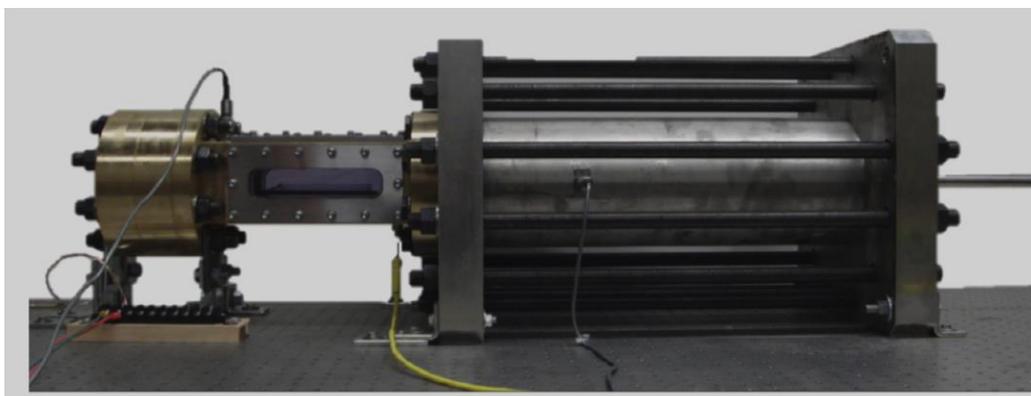
A Figura 4.3 mostra o experimento desenvolvido por Merotto et al. (2011) no Instituto Politécnico de Milão, cuja finalidade também foi estudar a regressão de combustíveis à base de parafina queimando com oxigênio gasoso, porém sua faixa de operação abrangia fluxos mássicos de oxidante de 100 a 350 kg/m²s e pressão média na câmara de 1,5 bar. Foi proposto naquele trabalho, suportar parafina em espuma de poliuretano (PU) a fim de melhorar a baixa resistência mecânica apresentada pela parafina pura.

Figura 4.3 - Montagem experimental de Merotto et al. (2011).



Chandler et al. (2012), assim como nos trabalhos já citados, também queimaram parafina com oxigênio puro, mas seu principal objetivo não foi caracterizar a taxa de regressão do combustível mas observar os fenômenos propostos por Karabeyoglu et al. (2011), tais como a formação da camada líquida e a geração de ondas sobre o grão combustível que injetariam as gotas de parafina derretida no escoamento de oxidante.

Figura 4.4 - (A) Montagem experimental; (B) Gotas de parafina líquida ejetadas na direção do escoamento de oxidante.



(A)



(B)

Fonte: Chandler et al. (2012).

Os experimentos que foram apresentados possibilitam a visualização do fenômeno da combustão e uma melhor compreensão da regressão do combustível em suas dimensões espacial e temporal. Em câmaras de combustão fechadas, como as encontradas em propulsores, estes tipos de análises somente são possíveis pela utilização de micro-ondas ou sistemas de varredura ultrassônica, como descritos por Kuentzmann et al. (1979).

4.2 Requisitos do projeto da câmara de combustão

O primeiro passo dado em direção ao projeto da câmara de combustão deste trabalho foi, estabelecer pré-requisitos que norteassem o dimensionamento do experimento, do quais os principais foram:

- A câmara de combustão e o grão combustível devem ter geometria retangular com o propósito de se adaptar ao sistema de visualização direta da combustão através de uma janela de quartzo.
- A vazão mássica de H_2O_2 deve ser de $2 \leq \dot{m}_{ox} \leq 5$ g/s. Estes valores foram definidos com base nas dificuldades encontradas no controle de vazões mássicas menores em trabalhos anteriores realizados no LCP, e no desejo de não utilizar grandes quantidades de oxidante, já que sua obtenção em altas concentrações é limitada e necessitaria de grandes quantidades de catalisador, que ainda estão em desenvolvimento.
- O experimento deve ser capaz de abranger fluxos mássicos de oxidante no intervalo, $10 \leq G_{ox} \leq 200 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2\text{s}}$. Boa parte das taxas de regressão disponíveis na literatura se enquadram nesta faixa de fluxos mássicos e portanto servem de comparativo aos resultados que serão obtidos neste trabalho.
- A razão de mistura durante o teste deverá preferencialmente se dar no intervalo de $4 \leq O/C \leq 11$, afim de que não ocorram grandes variações nos parâmetros de desempenho, como mostrado na seção 3.4.
- O tempo de queima (t_q) para a parafina, que tem taxa de regressão superior ao HDPE, deve estar compreendido no intervalo, $5 \leq t_q \leq 10$ s, suficiente para que possam ser estudadas as taxas de regressão sem comprometer o sistema, devido às altas temperaturas ou gasto excessivo de H_2O_2 .
- A largura (L) do grão combustível não deve ser muito grande, para que não sejam exigidas grandes vazões mássicas de oxidante para se atingir fluxos mássicos altos, e nem deve ser muito pequena para que a camada limite dinâmica do escoamento na paredes da câmara influenciem na queima do grão em uma direção que não poderá ser

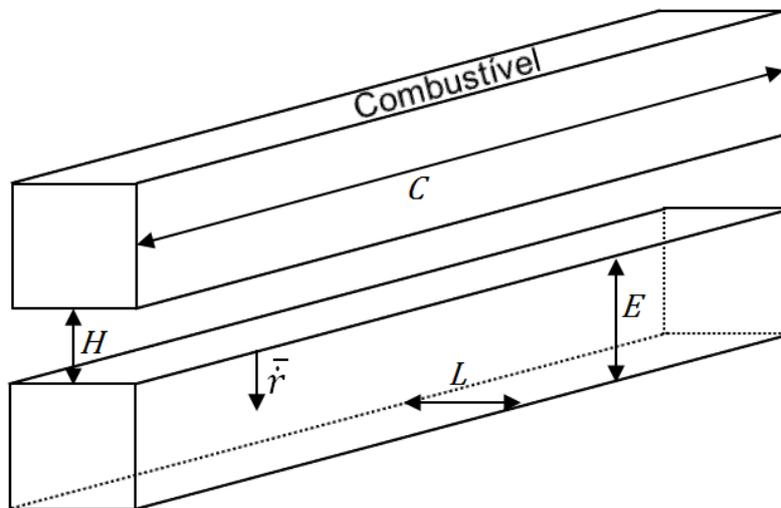
analisada pelo método proposto. Para satisfazer estes requisitos foi utilizada uma largura de 20 mm.

- O experimento deve permitir a queima de combustíveis sólidos diferentes da parafina, exigindo assim que seja capaz de operar em intervalos grandes de razões de mistura, fluxo mássico de oxidante e tempo de queima. Para satisfazer tal quesito foi concebido um projeto em configuração modular com componentes móveis e/ou substituíveis.

4.3 Projeto da câmara de combustão

Tendo em conta as premissas da seção anterior, foram determinadas as dimensões mínimas da câmara de testes, cujas variáveis utilizadas nos cálculos estão ilustradas na Figura 4.5.

Figura 4.5 - Geometria e nomes das cotas do grão combustível.



Onde: H = Altura da porta de combustão;

L = Largura do grão;

E = Espessura do grão;

C = Comprimento do grão;

\bar{r} = Taxa de regressão média.

O fluxo mássico de oxidante é calculado por:

$$G_{ox} = \frac{\dot{m}_{ox}}{L \times H} \quad (4.1)$$

E, portanto, a altura H da porta de combustão pode ser determinada baseada nos pré-requisitos do projeto, com:

$$H = \frac{\dot{m}_{ox}}{L \times G_{ox}} = \frac{5 \times 10^{-3}}{20 \times 10^{-3} \times G_{ox}} \quad (4.2)$$

Para a situação máxima de \dot{m}_{ox} de cerca de 5 g/s e G_{ox} de 200 kg/m²s.

$$H = \frac{5 \times 10^{-3}}{20 \times 10^{-3} \times 200} = 0,00125 \text{ m} \quad (4.3)$$

Para a condição mínima de \dot{m}_{ox} de cerca de 2 g/s e G_{ox} de 10 kg/m²s.

$$H = \frac{2 \times 10^{-3}}{20 \times 10^{-3} \times 10} = 0,01 \text{ m} \quad (4.4)$$

Desta maneira a câmara de combustão deve permitir o ajuste na altura da porta de combustão de forma que compreenda valores de $0,00125 \leq H \leq 0,01$ m.

Brown e Lydon (2005) determinaram a taxa de regressão do par propelente parafina/H₂O₂ (84%), $\bar{r} = 0,0344 G_{ox}^{0,9593}$, com \bar{r} em mm/s e G_{ox} em kg/m²s.

Para que seja atingida a meta de tempo máximo de teste (t_{max}) de 10 s para os estudos da parafina, na faixa de fluxo mássico de oxidante pretendido, e admitindo-se a utilização de 2 grãos como na Figura 4.5, o combustível deve ter espessura mínima (E_{min}), determinada por:

$$E_{min} = \bar{r} \times t_{max} = 0,0344 G_{ox}^{0,9593} \times 10 \quad (4.5)$$

Sabendo-se que a taxa de regressão diminui durante o teste uma vez que a porta de combustão aumenta e, portanto o fluxo mássico de oxidante diminui,

foi utilizada a taxa de regressão média no intervalo de G_{ox} pretendido cujo valor é 2,8 mm/s, assim:

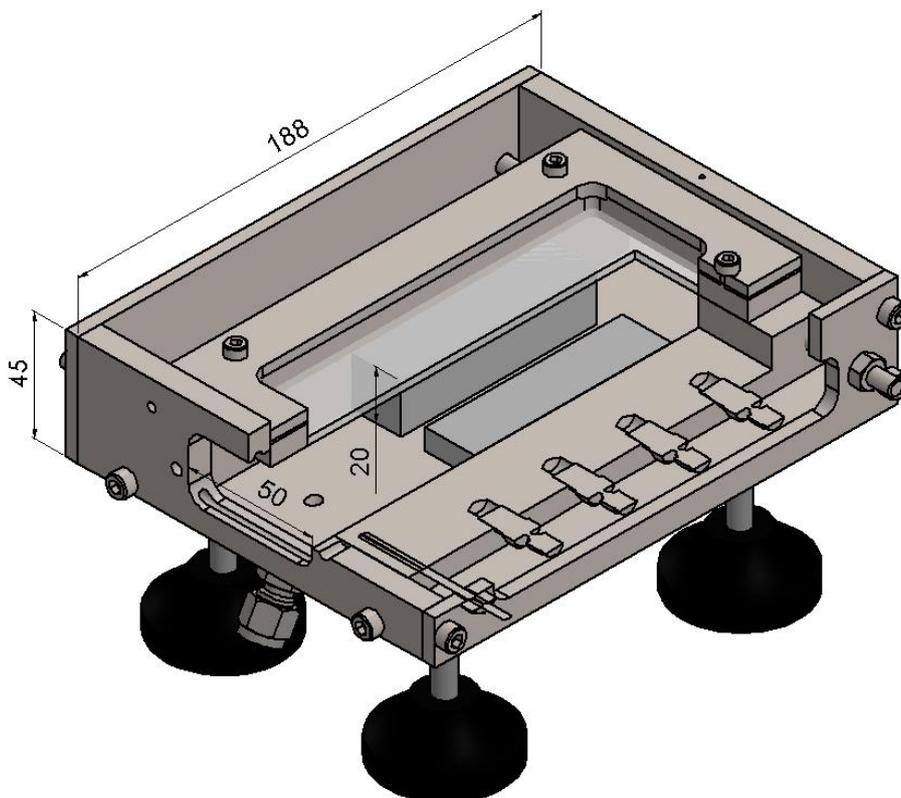
$$E_{min} = 2,8 \times 10^{-3} \times 10 = 0,028 \text{ m} \quad (4.6)$$

O comprimento da câmara de combustão foi obtido admitindo-se uma razão máxima de altura de porta por comprimento de 7, como em Brown e Lydon (2005). Desta maneira, na condição de maior $H = 0,01 \text{ m}$, o comprimento mínimo que a câmara de combustão deve ter, foi obtido por:

$$C = 7 \times 0,01 = 0,07 \text{ m} \quad (4.7)$$

A Figura 4.6 mostra uma vista isométrica em corte parcial da câmara de combustão projetada com as cotas principais

Figura 4.6 - Vista em corte parcial da câmara de combustão com as cotas principais em mm.



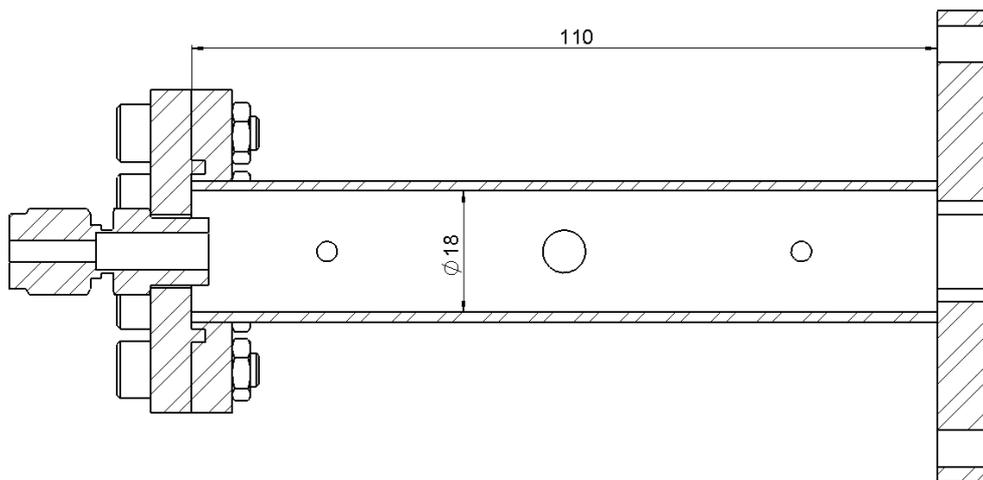
4.4 Leito catalítico

Soluções aquosas de peróxido de hidrogênio são injetadas e decompostas no leito catalítico formando uma mistura de oxigênio e vapor d'água que, em seguida, entra na câmara de combustão. As temperaturas da mistura gasosa são altas o suficiente para causar a ignição de combustíveis à base de parafina (~250 °C) ou polietileno (~350 °C).

O dimensionamento do leito catalítico foi efetuado com base no trabalho de Maia et al. (2014) que realizaram um estudo de otimização de leitos para um propulsor de 2 N e vazão mássica de H_2O_2 (90%) de 2 g/s.

Uma vez que neste trabalho são utilizadas vazões em torno de 5 g/s, o leito catalítico foi projetado para uma capacidade volumétrica 2,5 vezes maior, priorizando o comprimento em detrimento do diâmetro e assim permitindo que o oxidante tenha maior tempo de residência em seu interior, como mostrado na Figura 4.7.

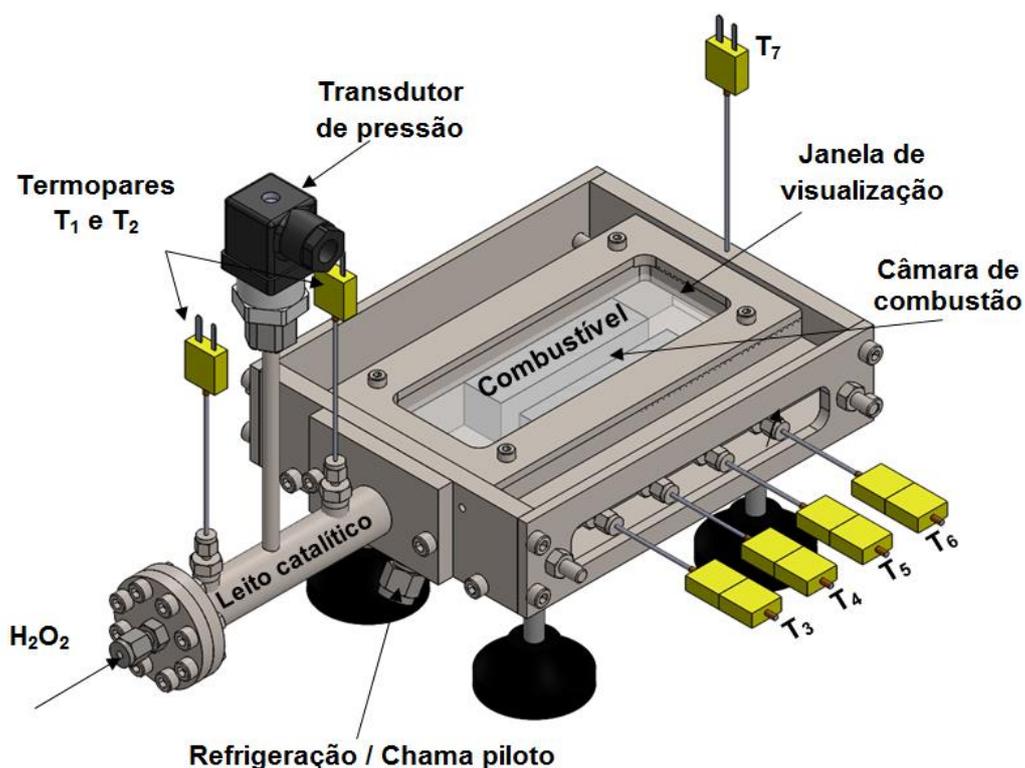
Figura 4.7 - Vista em corte longitudinal do leito catalítico e cotas principais em mm.



4.5 Conjunto da câmara de combustão e leito catalítico

Uma vez definidas as dimensões da câmara de testes e do leito catalítico, foi realizado o projeto computacional do conjunto com os sensores de temperatura e pressão montados, conforme mostrado na Figura 4.8

Figura 4.8 - Projeto do conjunto da câmara de combustão e leito catalítico.



Os termopares T_1 e T_2 são alocados no leito catalítico com a função de monitorar a temperatura de decomposição e, assim, permite-se determinar a fração de H_2O_2 decomposto de acordo com Figura 3.4. Os termopares T_3 a T_6 são dispostos no interior da câmara de combustão, podendo ser utilizados conforme a necessidade, com a intenção inicial de medir a temperatura do oxidante ao encontrar o combustível. Por último, T_7 , é um termopar descartável utilizado para se determinar o momento da ignição do combustível através de um pico na medida da temperatura. É relevante salientar que a temperatura de chama adiabática gerada pela combustão de parafina e H_2O_2 é maior que 2000

°C, valor superior ao suportado pelos termopares tipo K e por isso não devem ser expostos à chama, com exceção de T₇.

Um transdutor de pressão é conectado ao leito catalítico para manter o sistema seguro, servindo como gatilho de alarme em eventuais picos de pressão, pois dispara o sistema de fechamento da válvula de alimentação de H₂O₂.

A janela de visualização é composta por uma placa de vidro de quartzo intitulado de “Actquartzo Industrial” com 99,9% de pureza em SiO₂ (dióxido de silício) da empresa Act Ion Tecnologia Científica, com dimensões de 60x160x3 mm.

4.6 Síntese de catalisadores

Antes da realização dos estudos de queima do HDPE e da parafina, foi necessário executar testes com diferentes catalisadores, visando determinar o mais adequado aos objetivos do trabalho. Foi estabelecido como requisito primário para a tomada de decisão, que o catalisador fosse capaz de decompor totalmente soluções aquosas de peróxido de hidrogênio em concentrações maiores ou iguais à 80% em temperatura ambiente, e apresentasse pequeno tempo de indução (intervalo entre o contato e a decomposição), interferindo o mínimo possível nas medidas de taxa de regressão. Foram sintetizados um catalisador suportado de permanganato de potássio e outros mássicos de óxidos mistos à base de cobalto, manganês e alumínio, conforme serão descritos e comparados a seguir.

4.6.1 Catalisador mássico de CoMnAl (4:1:1)

Com base nos resultados e metodologia de Pereira (2014), foram sintetizados catalisadores mássicos à base de óxidos de cobalto, manganês e alumínio.

A metodologia de coprecipitação em solução aquosa envolveu o preparo de três soluções distintas, que foram posteriormente misturadas sob pH controlado.

A primeira solução, deve ter volume final de 1500 ml com concentrações molares de 1 mol/L dos íons Co, Mn e Al em frações molares de 4:1:1 respectivamente. Para o seu preparo foram utilizados nitrato de cobalto hexahidratado $\text{Co}(\text{NO}_3)_2 \cdot 6\text{H}_2\text{O}$, nitrato de manganês tetra-hidratado, $\text{Mn}(\text{NO}_3)_2 \cdot 4\text{H}_2\text{O}$ e nitrato de alumínio nona-hidratado $\text{Al}(\text{NO}_3)_3 \cdot 9\text{H}_2\text{O}$, fornecido pela empresa Sigma-Aldrich.

A segunda solução, de carbonato de potássio (K_2CO_3), de volume de 600 ml e concentração molar de 0,5 mols/L, foi preparada em recipiente separado.

Em outro becker foi feita a terceira solução, com volume total de 600 ml e 420 g de hidróxido de potássio (KOH), deixada em repouso para resfriar, pois a dissolução deste sal é exotérmica.

O processo consistiu em misturar gota a gota a solução de nitratos e KOH à de K_2CO_3 , controlando as taxas de adição de cada solução, de forma que o pH da mistura permanecesse torno de 10.

A Figura 4.9 mostra aparato utilizado na síntese do catalisador por coprecipitação.

Terminada a adição da solução dos nitratos, o meio reacional foi mantido sob agitação por 1 hora e posterior envelhecimento de 24 h. O precipitado obtido foi filtrado a vácuo e, em seguida, submetido às várias lavagens com água destilada. O material foi seco por 12 horas em estufa, mantida a 110 °C. O sólido foi triturado até a obtenção de uma granulometria de 100µm e depois umedecido com água até a formação de uma massa plástica que foi extrudada em formato cilíndrico. O material foi então seco a 110 °C por 12 horas e,

finalmente, calcinado em ar a 1000 °C por 1 hora, com uma taxa de aquecimento de 5 °C/min, cujo resultado pode ser visto na Figura 4.10

Figura 4.9 - Aparato experimental utilizado para síntese de catalisadores de óxidos mistos por coprecipitação.



Figura 4.10 - Catalisador mássico CoMnAl (4:1:1).



4.6.2 CoMnAl (2,5:2,5:1)

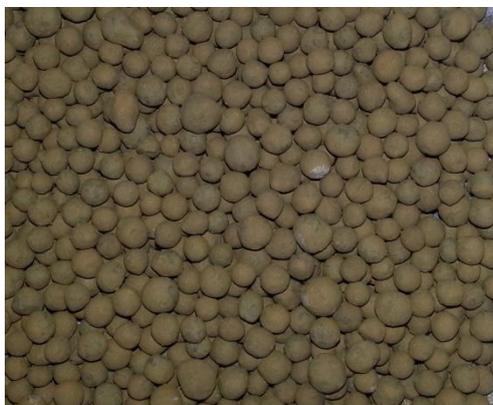
A mesma metodologia utilizada na síntese do catalisador de CoMnAl (4:1:1) foi utilizada neste catalisador, modificando apenas a relação molar entre o cobalto e o manganês com o alumínio para 2,5:2,5:1.

4.6.3 KMnO_4 suportado em alumina

Assim como a prata, o permanganato de potássio (KMnO_4) é um catalisador para decomposição peróxido de hidrogênio muito utilizado e conhecido, em função da sua alta atividade catalítica, fácil obtenção e relativo baixo custo.

O catalisador de permanganato de potássio foi sintetizado por meio de impregnação incipiente, isto é, inicialmente fez-se uma solução aquosa saturada de permanganato de potássio que gota a gota foi impregnada em alumina até que o material já não conseguisse mais absorver a solução. A alumina foi então colocada em estufa a 110 °C, por 6 horas, até sua completa secagem e seguida por nova impregnação. Estes passos foram repetidos até que o suporte já não conseguisse mais absorver a solução. Em seguida foi levado ao forno para ser calcinado em ar a 1000 °C por 1 hora, com taxa de aquecimento de 5° C/min. O catalisador de KMnO_4 resultante deste processo pode ser visto na Figura 4.11.

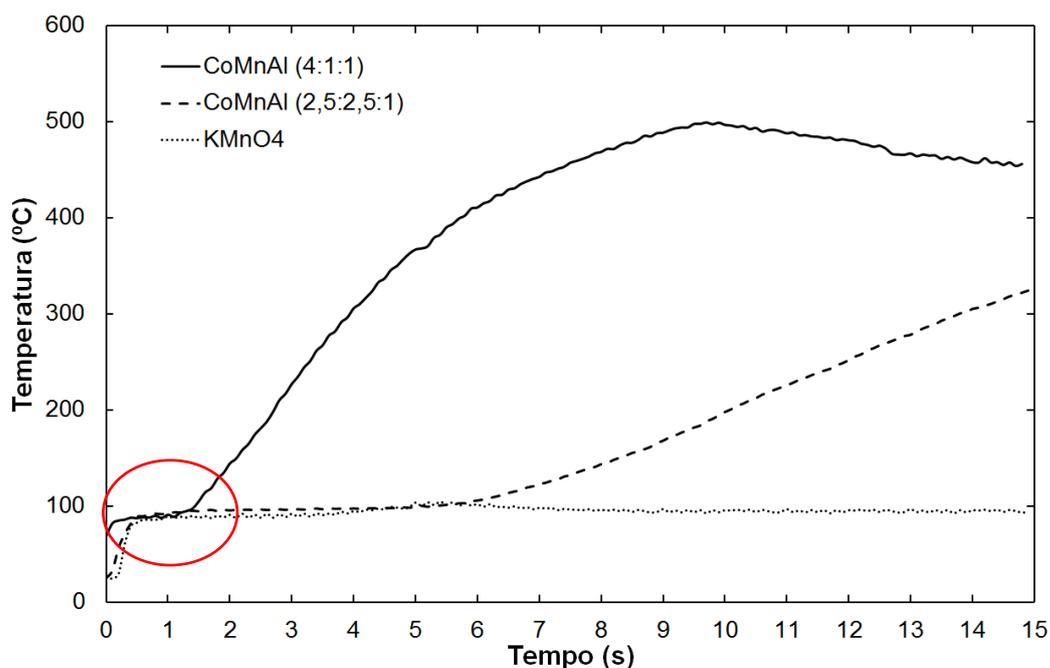
Figura 4.11 - Catalisador de KMnO_4 , suportado em alumina esférica.



4.7 Análise dos catalisadores

A metodologia empregada para decidir qual seria o catalisador mais adequado, consistiu na realização de testes de 15 segundos corridos, no próprio leito catalítico da câmara de combustão deste trabalho, e posterior análise das curvas de temperatura de decomposição. A vazão foi mantida constante com aproximadamente 3 g/s de solução de peróxido com concentração de 80% em temperatura ambiente. Na Figura 4.12 são apresentados os resultados destes testes.

Figura 4.12 - Comparativos de tempo de indução e capacidade de decomposição de diferentes catalisadores para H_2O_2 .



Para todos os catalisadores pôde-se observar um platô (linha vermelha) em que a temperatura no leito permanece constante, por volta de 100 °C. Como proposto por Williams e Satterfield (1952), neste intervalo a energia liberada pela decomposição do H_2O_2 é totalmente absorvida para vaporizar a água da solução e da decomposição. O tempo de permanência nesta região para soluções de peróxido de hidrogênio com concentrações maiores de 67,5% depende da velocidade com que o catalisador consegue decompor o H_2O_2 .

O KMnO_4 teve o tempo de indução muito próximo aos dos catalisadores mássicos, porém, foi incapaz de realizar a total vaporização da solução de peróxido de hidrogênio, sendo assim, descartada a sua utilização neste trabalho.

Toda a atenção foi, então, direcionada aos catalisadores mássicos que já haviam sido empregados em outros sistemas, tais como em Maia et al. (2012) e Pereira (2014).

O catalisador CoMnAl (4:1:1) foi o que apresentou menor tempo de indução, promovendo variação inicial de temperatura com maior rapidez, além ter a maior taxa de decomposição, conseguindo alcançar a temperatura de decomposição adiabática (~ 500 °C) em aproximadamente metade do tempo do outro catalisador mássico. Também ofereceu boa resistência mecânica antes do teste, entretanto, devido à sua alta atividade catalítica, sofreu rupturas quando em contato com peróxido de hidrogênio líquido, e perdeu suas características de *pélete*, tornando-se pó, causando o entupimento do leito e a formação de caminhos preferenciais, que diminuiriam consideravelmente a sua eficiência. Outro ponto negativo foi a curva descendente próximo aos 10 segundos de teste, mostrando que para as condições empregadas, não conseguiria manter um regime de decomposição constante.

O catalisador CoMnAl (2,5:2,5:1) mostrou-se muito ativo, respondendo rapidamente ao contato com H_2O_2 e foi capaz de vaporizar toda a solução injetada no leito, no entanto, o aumento de temperatura no leito catalítico ocorreu de forma mais lenta, o que não é desejável, uma vez que combustíveis à base de parafina tem baixas temperaturas de derretimento, e necessitam de rápida ignição do sistema para não se degradarem desnecessariamente.

Na Tabela 4.1 são apresentados os resultados dos testes de decomposição de H_2O_2 (80%).

Tabela 4.1 - Resultado do estudo comparativo da decomposição catalítica de H₂O₂ (80%), com temperatura inicial de 25 °C e vazão de injeção de 3 g/s.

Catalisador	CoMnAl (4:1:1)	CoMnAl (2,5:2,5:1)	KMnO ₄
Decomposição completa do H₂O₂	Sim	Não	Não
Tempo de indução	Pequeno	Pequeno	Pequeno
Resistência mecânica em contato com peróxido líquido	Média	Alta	Alta
Inativação	Baixa	Baixa	Alta

Com o propósito de usufruir as melhores características de cada catalisador e garantir a decomposição completa de todo o peróxido de hidrogênio injetado foram utilizados ambos os catalisadores mássicos simultaneamente. O CoMnAl (2,5:2,5:1) foi acondicionado a montante do leito catalítico onde recebe oxidante ainda em fase líquida e inicia a decomposição, permitindo que apenas líquido já aquecido e/ou vapor de H₂O₂ e H₂O entrem em contato com o CoMnAl (4:1:1). Esta estratégia se mostrou eficiente e tornou o sistema mais confiável quanto ao fornecimento de oxigênio para a combustão.

4.8 Preparação do peróxido de hidrogênio

O peróxido de hidrogênio em concentração de 70% (INTEROX 70-10), fornecido pela empresa Peróxidos do Brasil Ltda, foi concentrado até 85 e 90% em massa com um sistema de secagem por contra corrente de ar quente e seco, fabricado pela empresa Exotic Thermo Engineering, mostrado na Figura 4.13.

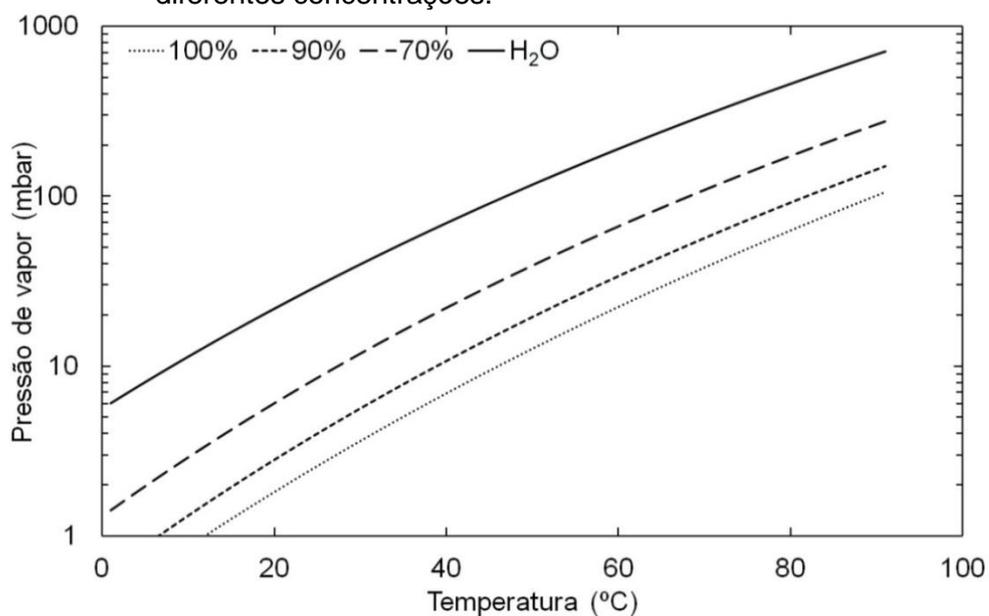
No processo de concentração, a solução de 70% é aquecida em uma tubulação imersa em banho de água com temperatura controlada de 99 °C, que promove a evaporação acelerada do H₂O e do H₂O₂ contidos na solução. A evaporação da água é favorecida pela sua maior pressão de vapor, como pode ser observado na Figura 4.14. O fluxo de ar quente tem o papel de facilitar a evaporação da água e principalmente ejetar seu vapor do sistema. A eficiência

no processo de concentração depende de fatores como a temperatura do banho, vazão de entrada da solução, vazão e umidade relativa do ar.

Figura 4.13 - Concentrador de peróxido de hidrogênio.



Figura 4.14 - Pressão de vapor de soluções aquosas de peróxido de hidrogênio em diferentes concentrações.



Fonte: Adaptado de Constantine e Cain (1967) e NIST (2016).

4.9 Determinação da concentração do peróxido de hidrogênio

O método utilizado para a determinação da concentração do peróxido de hidrogênio foi a medida de sua massa específica por meio de um picnômetro de vidro com termômetro, mostrado na Figura 4.15.

Figura 4.15 - Picnômetro de vidro com termômetro.



A relação entre concentração mássica de peróxido de hidrogênio na solução ($\%H_2O_2$), temperatura (T) em graus Célsius e a densidade (ρ) em g/cm^3 , foi compilada por Schumb et al.(1955), com base em diferentes trabalhos e metodologias, é expressa pela Equação (4.8), cujos coeficientes em função da temperatura são apresentados na Tabela 4.2..

$$\rho = a + b(\%H_2O_2) + c(\%H_2O_2)^2 + d(\%H_2O_2)^3 \quad (4.8)$$

onde

$$b = J_b + K_bT + L_bT^2 + M_bT^3 \quad (4.9)$$

$$c = J_c + K_cT + L_cT^2 + M_cT^3 \quad (4.10)$$

$$d = J_d + K_dT + L_dT^2 + M_dT^3 \quad (4.11)$$

Tabela 4.2 - Coeficientes da Equação (4.8), para temperatura entre 0 e 96°C.

Coeficientes	<i>J</i>	<i>K</i> × 10³	<i>L</i> × 10³	<i>M</i> × 10³
<i>b</i>	0,39763	− 2,8732	3,2488	−1,6363
<i>c</i>	0,02206	3,5357	− 6,0947	3,6165
<i>d</i>	0,05157	− 1,9414	3,9061	− 2,5500

Fonte: Schumb et al. (1955).

O coeficiente *a* é a densidade da água (g/cm³) na temperatura *T*, e pode ser obtido por:

$$a = 2 \times 10^{-8}T^3 - 6 \times 10^{-6}T^2 + 10^{-5}T + 1 \quad (4.12)$$

Fonte: NIST (2016).

4.10 Sistema de pressurização e alimentação

O sistema de pressurização é constituído basicamente de um tanque de nitrogênio comercial, um pulmão de nitrogênio, um tanque de armazenamento de peróxido, linhas de alimentação de propelente e linha de ar comprimido para acionamento da válvula eletropneumáticas. A Figura 4.16 mostra um esquema do subsistema de pressurização e alimentação.

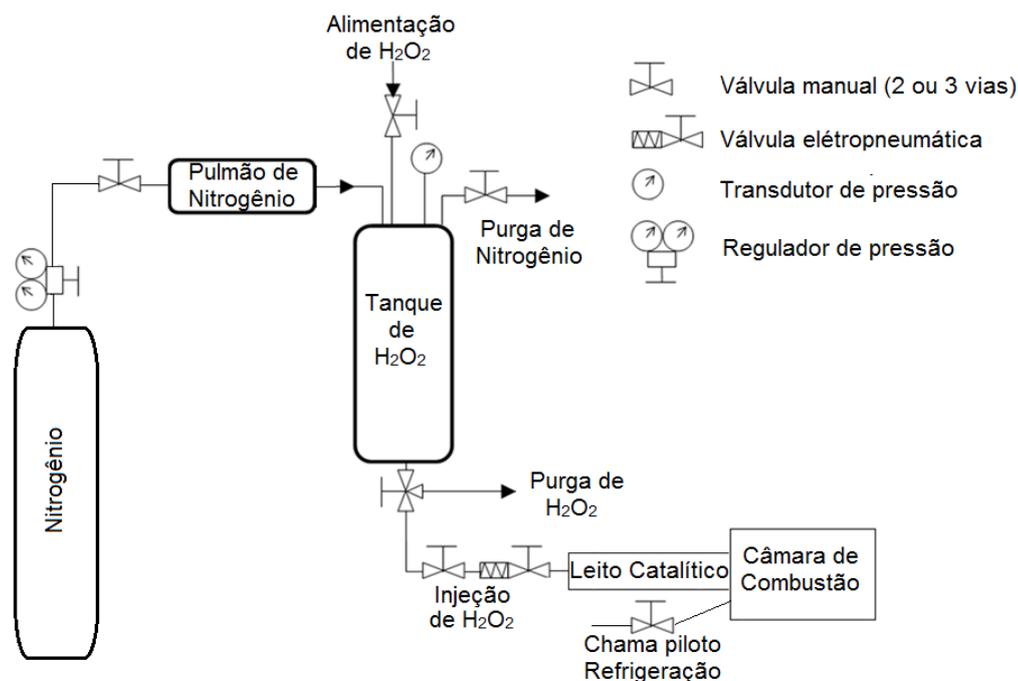
Uma vez que o peróxido é líquido em condições ambientes e não resfria significativamente quando injetado, a sua linha de alimentação é menos complexa que as linhas de alimentação de óxido nítrico e LOX.

A pressurização da linha de peróxido é feita por meio de nitrogênio comercial, com pressão manométrica máxima de 10 bar, mais do que suficiente para esta aplicação uma vez que a câmara de combustão foi projetada para operar em pressão ambiente.

O pulmão de nitrogênio tem a função de aumentar o volume de gás contido na linha, mitigando variações de pressão decorrentes de uma possível

incapacidade da válvula reguladora em suprir a vazão de pressurizante solicitada.

Figura 4.16 - Diagrama simplificado da linha de alimentação da câmara de combustão.



A existência de uma linha de refrigeração ou injeção de combustível para chama piloto na câmara de combustão dá-se pela proposta de operar experimento com diversos propelentes, devendo assim suprir diferentes necessidades.

Alguns testes com combustíveis à base de parafina precisam que um gás refrigerante seja injetado ao término do experimento de forma que interrompa o derretimento do grão e não afete as análises dos dados.

O sistema de ignição por meio de uma chama piloto é contemplado no projeto, para permitir o emprego de combustíveis que não se auto-ignitam com o peróxido de hidrogênio decomposto.

O tanque de peróxido de hidrogênio e o restante da linha foram confeccionados em aço inox (304 ou 316), material inerte ao peróxido de hidrogênio.

Para o controle remoto da injeção de H₂O₂ no leito catalítico foi utilizada uma válvula esfera Swagelok 1/4 de polegada de 2 vias, acionada por um atuador eletropneumático também Swagelok, modelo SS-42GS4- SC11-31CD série 40G, ambos mostrados na Figura 4.17.

Figura 4.17 - Válvula esfera e atuador eletropneumático.



4.11 Sistema de aquisição e controle

O sistema de medição e controle é constituído por sensores, controladores e sistema de aquisição de dados (*datalogger*).

A aquisição automatizada dos dados foi feita por meio do módulo FieldLogger da marca NOVUS, mostrado na Figura 4.18 , que possui 8 canais analógicos, 8 canais digitais e 2 relés, com frequência de aquisição de 1000 Hz, compartilhada entre os canais.

Figura 4.18 - Datalogger FieldLogger com IHM (Interface Homem-Máquina).



As configurações, aquisição de dados e monitoramento dos parâmetros foram feitas através do software proprietário mostrado na Figura 4.19.

O controle de abertura e fechamento das válvulas de injeção de oxidante foi realizado por um temporizador digital microprocessado modelo TT34 da COEL, acionado à distância (Figura 4.20).

Figura 4.19 - Software de configuração, aquisição de dados e monitoramento.

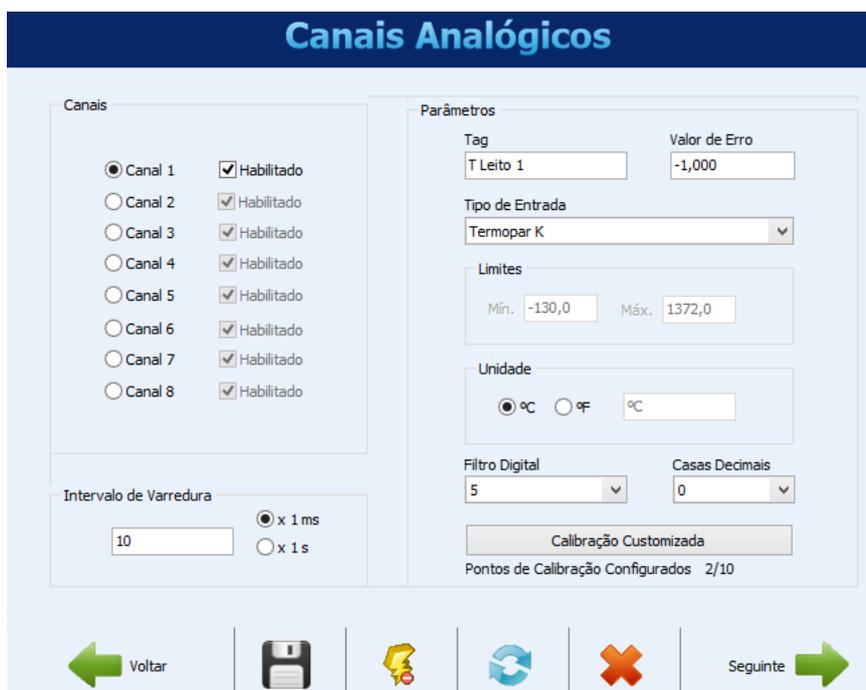


Figura 4.20 - Temporizador TT34.



4.12 Termopares

Todos os termopares utilizados no experimento, exceto o descartável, são do tipo K da marca SALCAS, com bainha em inonel e com limite de temperatura de trabalho de aproximadamente 1000 °C.

Sabendo-se previamente que os combustíveis à base de parafina têm taxa de regressão relativamente alta, foi considerado que os tempos de teste seriam relativamente pequenos, e, portanto, as medidas de temperatura deveriam ter o menor tempo de resposta possível.

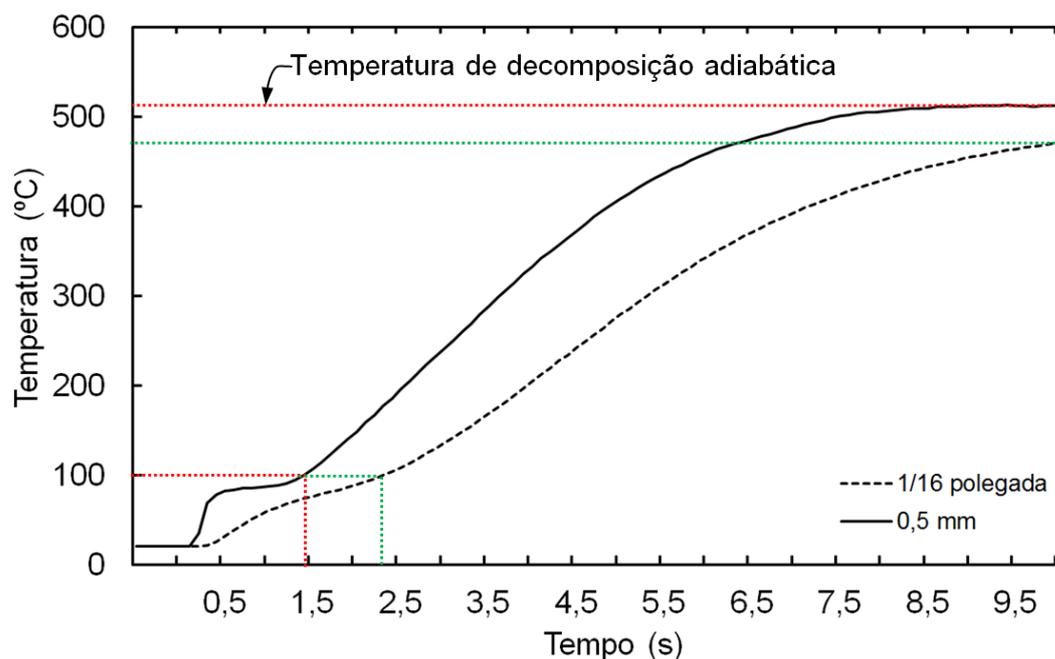
Foram então testados dois termopares com bainha, diferindo apenas em seu diâmetro, sendo um deles com 0,5 mm e outro com 1/16 de polegada, conforme mostra a Figura 4.21.

Figura 4.21 - Termopares tipo K com bainha de inonel.



A Figura 4.22 apresenta o comparativo no tempo de resposta dos termopares com decomposição catalítica de solução de H₂O₂ (80%) com catalisador CoMnAl (4:1:1)

Figura 4.22 - Temperatura medida na decomposição de H_2O_2 (80%) com termopares tipo K com bainhas de inonel e diâmetros de 0,5 mm e 1/16 polegadas.

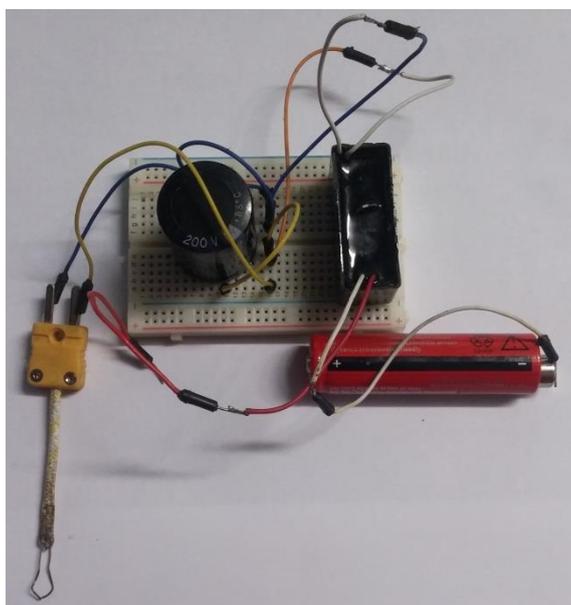


Nota-se que o termopar com diâmetro de 0,5 mm apresenta tempo de resposta consideravelmente menor, por causa de sua reduzida inércia térmica, resultante da menor espessura da bainha. Embora ambos estivessem localizados na mesma distância axial do leito e sob as mesmas condições de fluxo, o termopar de 1/16 de polegada atingiu a temperatura de 100 °C somente 0,9 segundos depois, que neste caso específico significou um atraso de 64% no tempo. Outra observação importante é que para testes de 10 segundos o termopar de 1/16 de polegada, sequer conseguiu atingir a temperatura máxima da decomposição no intervalo de 10 segundos, o que poderia ocasionar interpretações errôneas dos resultados.

A utilização de termopares mais rápidos tem grande influência na compreensão da evolução temporal da temperatura e, portanto na eficiência do catalisador e produtos gerados, além disso, para testes relativamente curtos, a temperatura máxima medida por termopares que têm alto tempo de respostas pode não representar a temperatura real.

Na saída da câmara de combustão foi utilizado um termopar tipo K descartável de junta exposta, feito por meio de solda de fios de compensação com isolamento em fibra de vidro e bitola de 0,3 mm. O ponto junção dos fios de níquel-cromo e níque-alumínio, foi obtido pela solda por curto circuito de um capacitor de 200 V e 560 μ F ligado em série com uma fonte de 1500 Vcc alimentada por uma bateria de 3,7 Vcc, mostrados na Figura 4.23.

Figura 4.23 - Circuito utilizado para a solda do termopar tipo K descartável.



A necessidade de serem feitos os próprios termopares deu-se pela alta temperatura de combustão que fundia o sensor na saída da câmara de combustão, por volta dos 1400 °C.

4.13 Medidor de vazão

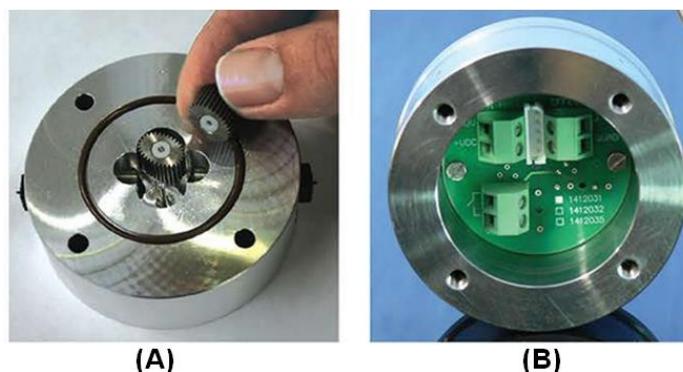
Para a realização das análises dos resultados, é de suma importância conhecer a vazão instantânea de oxidante sendo injetado na câmara de combustão. Para tal, foi utilizado um medidor de vazão mássica Flomec OM006, totalmente confeccionado em aço inox 316L juntamente com o contador de pulsos PD6300 ProVu da marca Precision Digital Corporation. Ambos estão mostrados na Figura 4.24.

Figura 4.24 - (A) Medidor de vazão mássica; (B) contador de pulsos.



Este medidor de vazão funciona mediante um sistema de engrenagens com um pequeno ímã, como mostrados na Figura 4.25, que por efeito Hall registram pulsos elétricos em seu circuito interno que é conectado ao *datalogger* através do contador de pulsos (PD6300).

Figura 4.25 - (A) Engrenagens com ímã; (B) placa de circuito integrado ao medidor.



4.14 Câmera de alta velocidade e software de tratamento de imagens

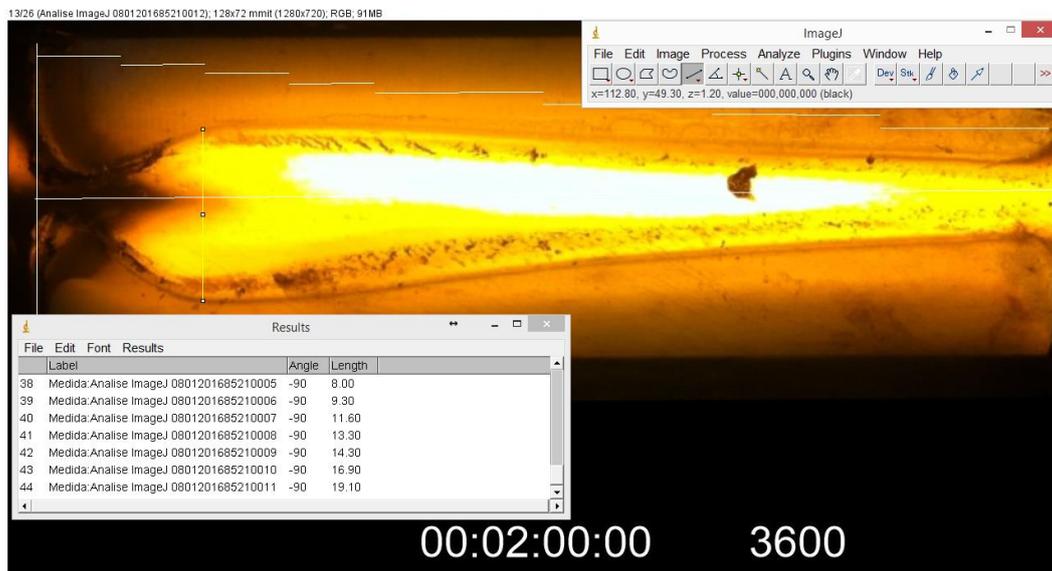
Os testes foram filmados com uma câmera FASTEC TS3100SC4, Figura 4.26, configurada com taxa de gravação de 50 quadros por segundos para queimas de HDPE e 100 quadros por segundo para parafina, em resolução *full HD* (1920x1080 pixels).

Figura 4.26 - Câmera de alta velocidade FASTEC TS3100SC4.



Os vídeos foram sincronizados com os dados experimentais de vazão, temperatura e pressão, gravados no *datalogger* e posteriormente exportados para o software de análise de imagens, *open source*, ImageJ, onde foram estabelecidas relações entre medidas gráficas (pixels) e grandezas físicas reais, como demonstrado na Figura 4.27.

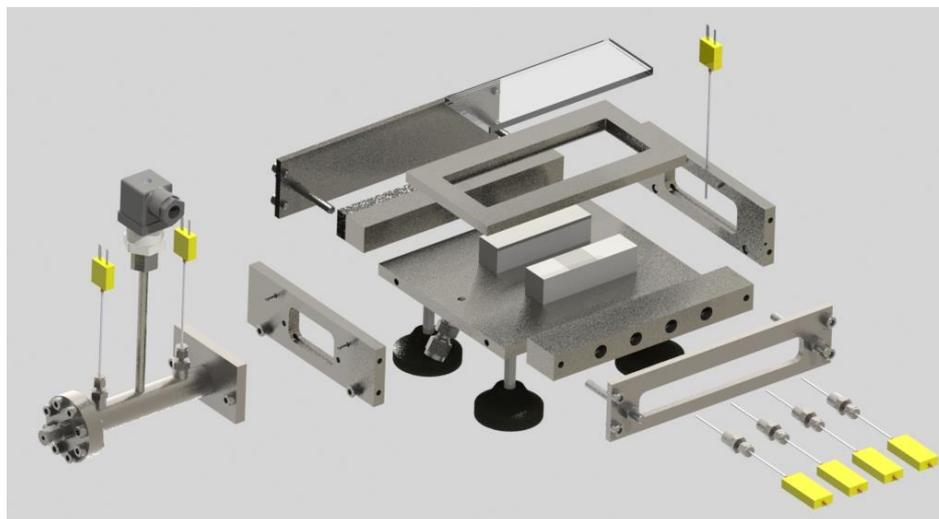
Figura 4.27 - Análise de taxa de regressão de HDPE, no software *ImageJ*.



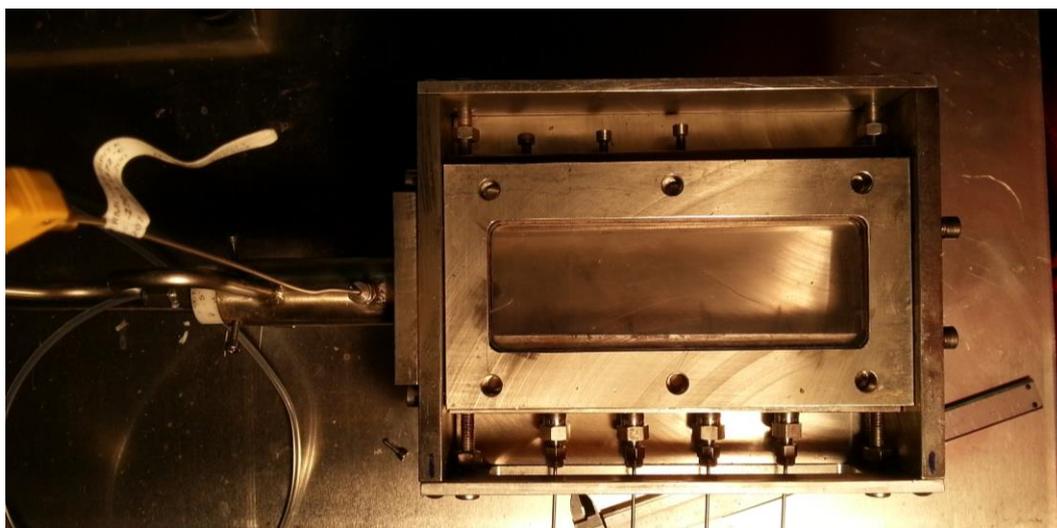
4.15 Câmara de combustão e leito catalítico

A câmara de combustão é constituída por uma caixa modular confeccionada em aço inox, janela de quartzo, suporte para os grãos de propelente e apoios, conforme mostrado na Figura 4.28.

Figura 4.28 - (A) Vista explodida do conjunto da câmara de combustão, leito catalítico e sensores; (B) Foto em vista superior da câmara de combustão montada.



(A)



(B)

4.16 Aquecimento do leito catalítico

Embora os catalisadores mássicos empregados neste trabalho sejam totalmente capazes de decompor o peróxido de hidrogênio com concentrações acima de 80% nas vazões desejadas, com vistas a economizar recursos financeiros e tempo, o leito catalítico foi aquecido por meio de resistências microtubulares e isolado com manta e fibra de vidro.

Figura 4.29 - (A) Resistência micro tubular; (B) Leito catalítico envolvido por manta e fibra de vidro.



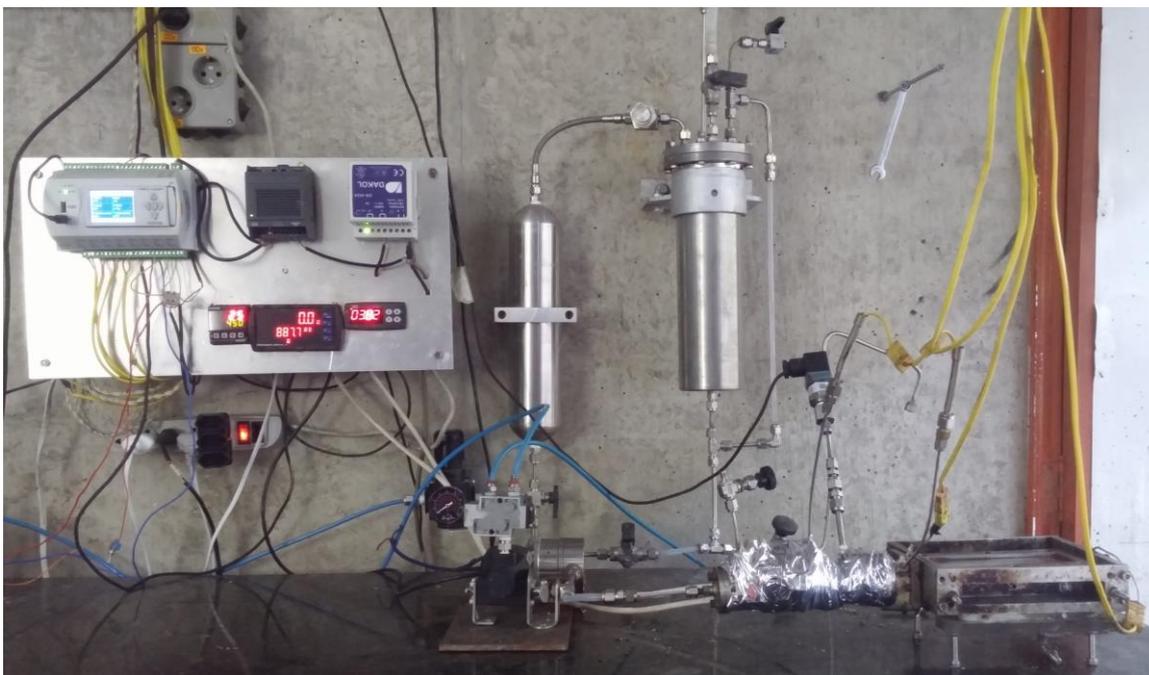
A Figura 4.29 (A) mostra a resistência, da marca Watternes, com 400 W de potência e perfil achatado de 1×4 mm e 60 cm de comprimento. A temperatura foi mantida constante por um controlador de temperatura Novus N480D.

A utilização deste recurso diminui o estresse sobre o catalisador, fazendo com que tenha vida útil mais longa, diminuindo a necessidade de síntese de muitos lotes de catalisadores durante toda a pesquisa.

4.17 Bancada de testes

A Figura 4.30 mostra a bancada de testes montada com todos os sensores, controladores, *datalogger*, linha de alimentação e pressurização, leito catalítico e câmara de combustão, prontos para a realização de um teste.

Figura 4.30 - Vista da bancada de testes montada.



4.18 Procedimento de testes

A fim de determinar a taxa de regressão foi estabelecido um procedimento de execução de testes, com o estabelecimento de três etapas principais:

1º - Preparação

- Concentração de H_2O_2 ;
- Produção do catalisador;
- Carregamento do catalisador no leito;
- Carregamento do tanque de H_2O_2 ;
- Manufatura dos grãos;
- Posicionamento dos grãos na câmara de combustão;
- Pressurização do subsistema de alimentação com ajuste da válvula reguladora;
- Verificação dos sensores;
- Ajuste das aberturas das válvulas esferas de controle de vazão (Swagelok - SS-4SKPS4);

- Configuração do *datalogger* e controladores;
- Configuração dos sensores: tipo dos termopares, faixa de operação dos transdutores de pressão, calibração do medidor de vazão;
- Definição da contagem regressiva para acionamento;
- Definição do tempo de teste;
- Configuração da rampa de pré-aquecimento do leito catalítico e temperatura máxima;
- Ligação e configuração da câmera de alta velocidade.

2º - Execução do teste

- Acionamento do sistema de aquisição e controle;
- Acionamento do contador de tempo para contagem regressiva;
- Acionamento da câmera;
- Abertura da válvula eletropneumática na entrada do leito catalítico;
- Acionamento do sistema de ignição, caso seja necessário;
 - (Combustíveis de HDPE, se autoignitam após algum tempo de contato com os gases da decomposição de H_2O_2 não necessitando obrigatoriamente de sistema de ignição)
- Aquisição de dados (medidas de temperaturas, pressões, vazões e filmagem);
 - O tempo de operação do teste varia de acordo com a geometria do grão combustível, do fluxo mássico de oxidante e do combustível utilizado, variando neste trabalho de $60 \leq t_q \leq 200 \text{ s}$
- Fechamento da válvula eletropneumática;
- Desligamento do sistema de aquisição e controle.

3º - Tratamento dos dados

- Sincronização da filmagem com os dados adquiridos pelos sensores;
- Importação dos quadros da filmagem para o software ImageJ;
- Relacionamento dos píxeis das imagens com as medidas reais;
- Execução das medidas instantâneas do grão de combustível;
- Cálculo do fluxo mássico de oxidante e total, médio espacial;
- Cálculo da taxa de regressão, média espacial.

5 RESULTADOS E DISCUSSÕES

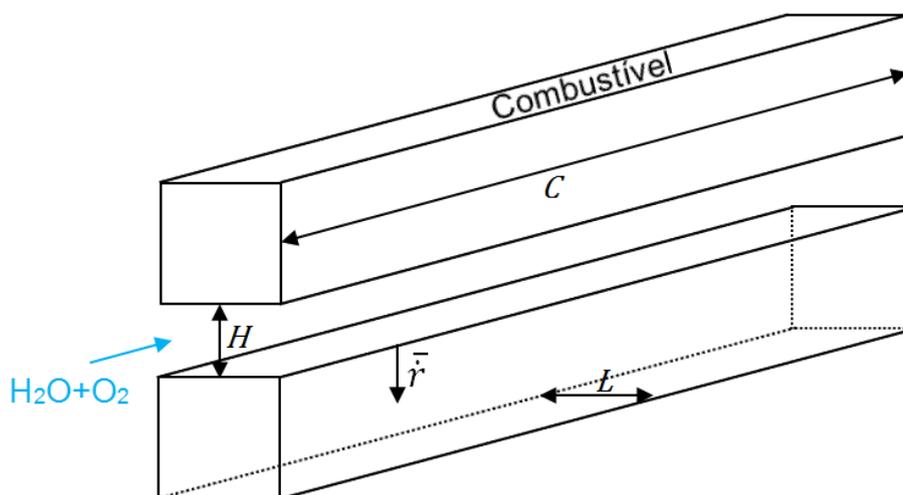
Este capítulo apresenta os procedimentos de cálculos e os dados experimentais para os testes preliminares de queima de HDPE com H_2O_2 e para os testes de parafina queimando com H_2O_2 , além de discussões sobre os resultados obtidos.

5.1 Testes com HDPE

Para avaliar o procedimento de testes e o funcionamento da bancada, foram executados testes com a queima de polietileno e peróxido de hidrogênio. O HDPE apresenta uma taxa de regressão menor, maior temperatura de fusão e maior estabilidade na queima do que a parafina, além de possuir uma maior disponibilidade de dados experimentais na literatura.

A Figura 5.1 apresenta a geometria e as dimensões dos grãos de HDPE (paralelepípedos retangulares) utilizados nos cálculos neste trabalho.

Figura 5.1 - Geometria e dimensões dos grãos de combustível.



5.1.1 Procedimento de cálculo da taxa de regressão de HDPE queimando com H₂O₂

Através da análise do vídeo da queima pode-se estabelecer a taxa de regressão média espacial em um intervalo de tempo:

$$\bar{r} = \frac{\bar{H}_f - \bar{H}_i}{2t_q} \quad (5.1)$$

onde \bar{H}_i e \bar{H}_f são as alturas médias instantânea, inicial e final, respectivamente, medidas ao longo do comprimento do grão, e t_q é o tempo de queima do grão.

A vazão mássica média de combustível, \bar{m}_c , é calculada por:

$$\bar{m}_c = 2\rho_c LC \bar{r} \quad (5.2)$$

onde ρ_c é a densidade do combustível, C o comprimento do grão e L a sua largura.

Com estes resultados, agregados aos dados do medidor de vazão mássica de oxidante, são calculados o fluxo mássico médio de oxidante, \bar{G}_{ox} , e o fluxo mássico total médio de propelentes, \bar{G} :

$$\bar{G}_{ox} = \frac{\dot{m}_{ox}}{A_p} = \frac{\dot{m}_{ox}}{L \left(\frac{\bar{H}_i + \bar{H}_f}{2} \right)} \quad (5.3)$$

$$\bar{G} = \frac{\dot{m}_{ox} + \bar{m}_c}{A_p} = \frac{\dot{m}_{ox} + \bar{m}_c}{L \left(\frac{\bar{H}_i + \bar{H}_f}{2} \right)} = \frac{\dot{m}_{ox} + \rho_c LC \bar{r}}{L \left(\frac{\bar{H}_i + \bar{H}_f}{2} \right)} \quad (5.4)$$

As taxas de regressão médias podem ser relacionadas aos fluxos médios totais e de oxidante:

$$\bar{r} = a_1 \bar{G}^n \quad (5.5)$$

$$\bar{r} = a_2 \bar{G}_{ox}^n \quad (5.6)$$

Notar que uma relação simplificada entre os parâmetros experimentais pode ser obtida:

$$\bar{r} = a_1 \bar{G}^n = a_1 (\bar{G}_c + \bar{G}_{ox})^n \quad (5.7)$$

Uma vez que $\bar{O}/\bar{C} = \bar{G}_{ox}/\bar{G}_c$, então $\bar{G}_c = \frac{\bar{G}_{ox}}{\bar{O}/\bar{C}}$ que substituindo acima, resulta:

$$\bar{r} = a_1 \left(\frac{\bar{G}_{ox}}{\bar{O}/\bar{C}} + \bar{G}_{ox} \right)^n = a_1 \left(\frac{1}{\bar{O}/\bar{C}} + 1 \right)^n \bar{G}_{ox}^n \quad (5.8)$$

dando

$$a_2 = a_1 \left(\frac{1}{\bar{O}/\bar{C}} + 1 \right)^n \quad (5.9)$$

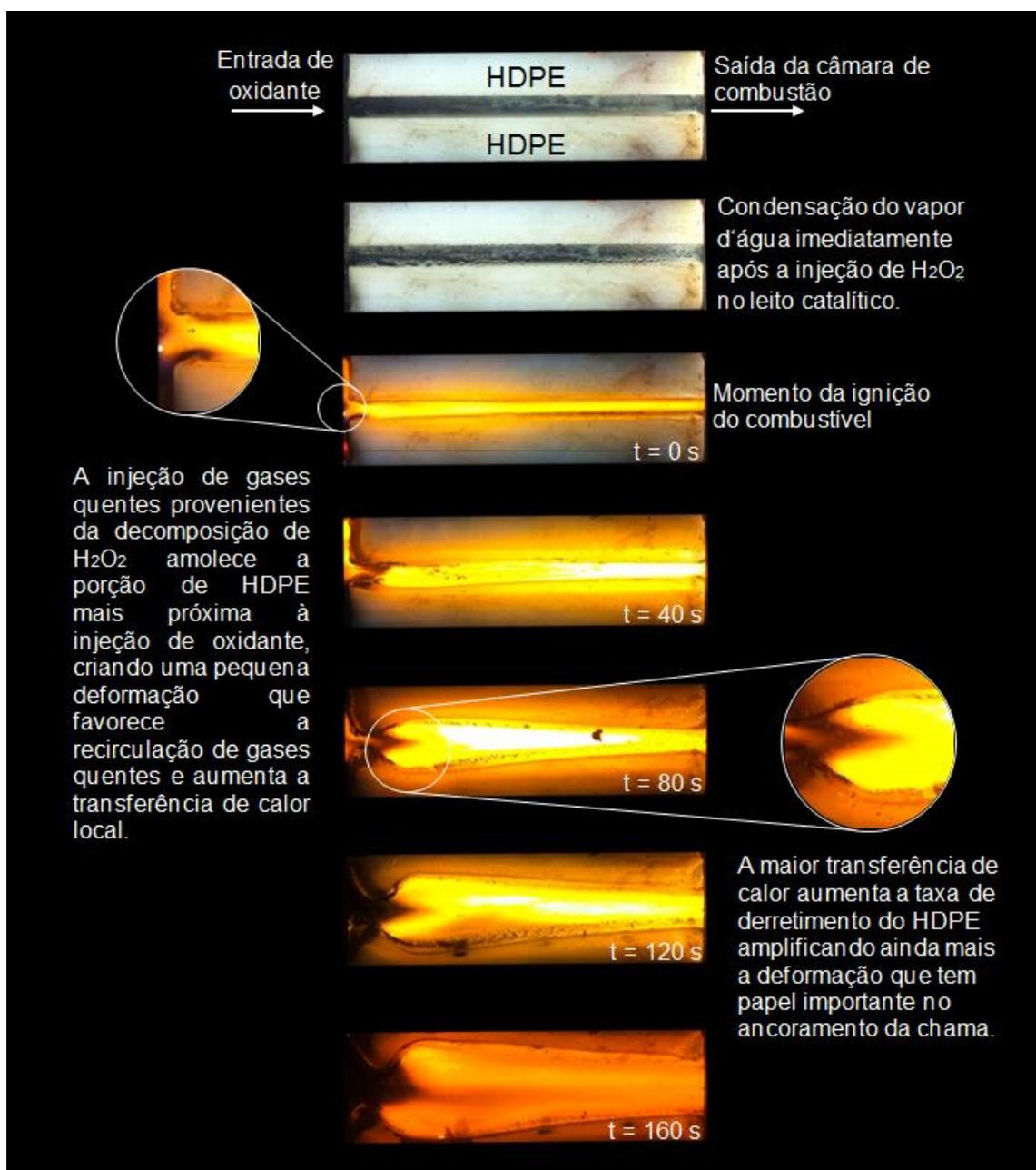
5.1.2 Resultados de testes de queima de HDPE com H₂O₂

A Figura 5.2 mostra fotografias de um teste de queima de grãos de HDPE, com formato de paralelepípedo, com H₂O₂ (85%), onde é possível observar a evolução temporal do perfil da superfície de queima do grão.

Observou-se, que na maioria dos testes realizados com HDPE, ocorreu a formação de uma elevação de combustível amolecido na porção mais próxima à injeção de oxidante quente, o que favorece a recirculação de gases nesta região, aumentando a transferência convectiva de calor para o combustível o que incrementa a taxa de regressão local.

O HDPE derrete e forma uma camada líquida de alta viscosidade, sobre a superfície do combustível sólido, que é carregada pelo escoamento de oxidante de maneira relativamente lenta.

Figura 5.2 - Fotografias de um teste típico de queima de um grão de HDPE de seção retangular com H₂O₂ (85%).



A Tabela 5.1 apresenta os parâmetros de operação do teste discutido na Figura 5.2.

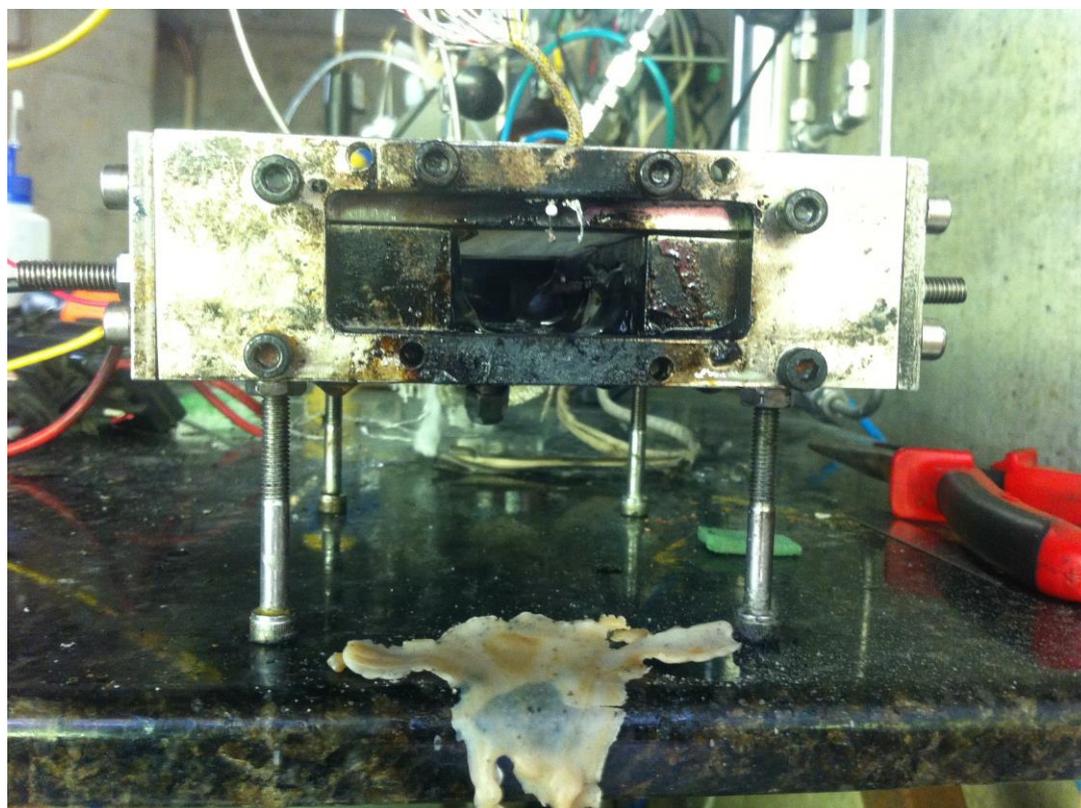
Tabela 5.1 – Condições de operação do teste mostrado na Figura 5.2.

Combustível	HDPE
Largura do combustível (mm) - parâmetro L	20
Comprimento do combustível (mm) – parâmetro C	122
Altura do combustível (mm) - parâmetro E	20
Número de grãos	2
Vazão mássica de oxidante (g/s)	1,5
Tempo total de teste (s)	200
Tempo de análise de dados do teste (s)	80

A análise da taxa de regressão do combustível inicia no momento em que a chama é estabelecida em toda a superfície do grão, não sendo, portanto contemplado o intervalo entre o acionamento do sistema de ignição e a efetiva combustão do HDPE.

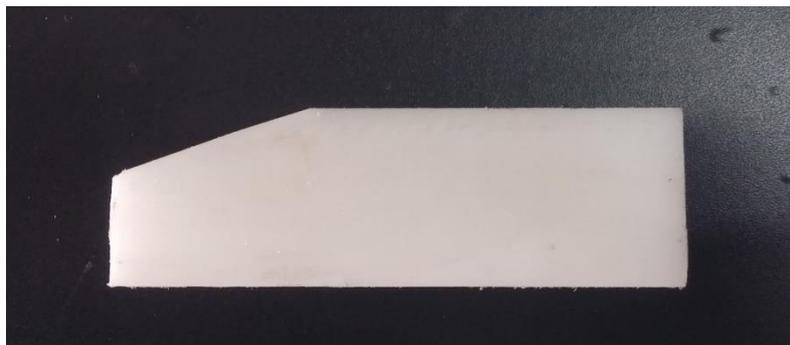
A Figura 5.3 mostra a vista traseira da câmara de combustão e a pequena porção de HDPE ejetado sem ser queimado.

Figura 5.3 - Vista traseira da câmara de combustão após o teste mostrando um pequena ejeção de combustível não queimado



A fim de se aprofundar na análise das influências da formação da região de recirculação, foi realizado um teste de queima de um grão chanfrado de HDPE como mostrado na Figura 5.4. Nesta geometria, a quina reta de combustível na entrada da porta de combustão foi removida, de maneira que fosse dificultada a formação da região de recirculação discutida anteriormente.

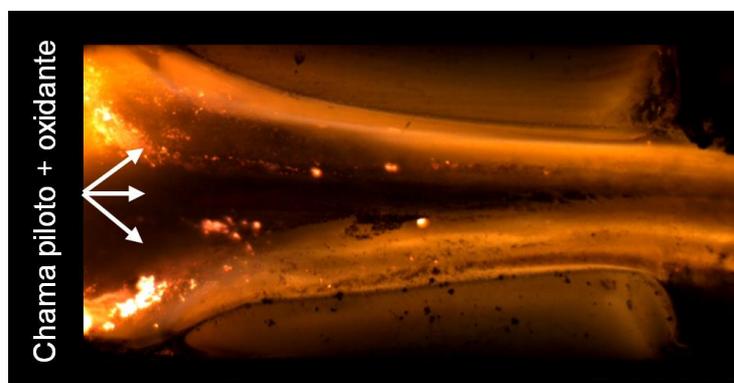
Figura 5.4 - Grão de HDPE chanfrado.



Observou-se neste teste que o combustível continuava a derreter devido à injeção de oxidante quente, mas sua ignição foi em muito dificultada, necessitando de vários acionamentos da chama piloto durante o teste, uma vez que a chama difusiva resultante da queima de HDPE não ancorou sobre a superfície do combustível.

A Figura 5.5 mostra a queima do combustível chanfrado com o auxílio da chama piloto.

Figura 5.5 - Grãos de HDPE chanfrados queimando na presença da chama piloto

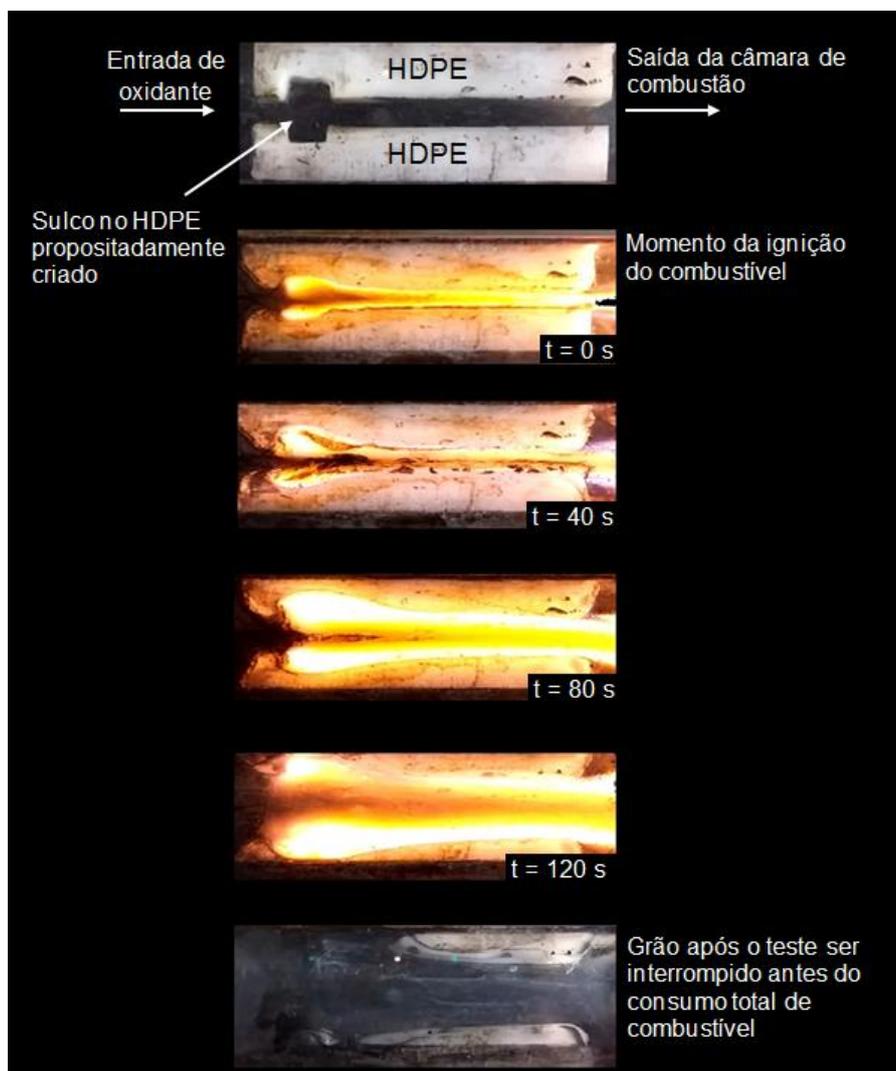


Concluído que a formação da depressão tem realmente papel importante na sustentação da queima de polietileno, foi então proposta a utilização de um grão com um sulco em sua superfície, como mostrado na Figura 5.6, forçando propositalmente a recirculação local de gases quentes. A Figura 5.7 mostra fotografias da queima deste grão.

Figura 5.6 - Grão de HDPE com um sulco na superfície de queima.



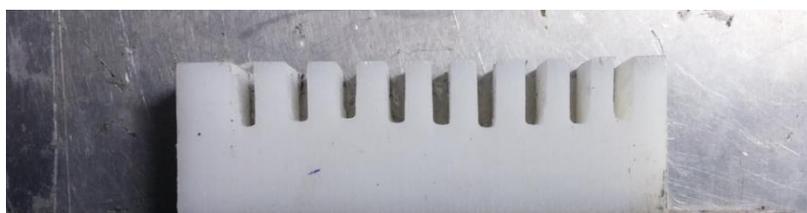
Figura 5.7 - Fotografias do um teste de queima de HDPE, com um sulco com H_2O_2 (85%).



Comparando-se as Figura 5.2 e 5.7, pode-se notar que o comportamento da regressão, com ou sem a presença prévia do sulco de recirculação, não é afetada. Observou-se, porém, uma maior facilidade na ignição do combustível na presença do sulco, uma vez que o tempo necessário para que o combustível amolecesse e formasse a região de recirculação foi eliminado.

Ainda baseado nas observações iniciais foi proposta a utilização de um grão de HDPE com vários sulcos por todo o comprimento do grão como mostrado na Figura 5.8.

Figura 5.8 - Grão de HDPE com pequenos sulcos por todo o comprimento.



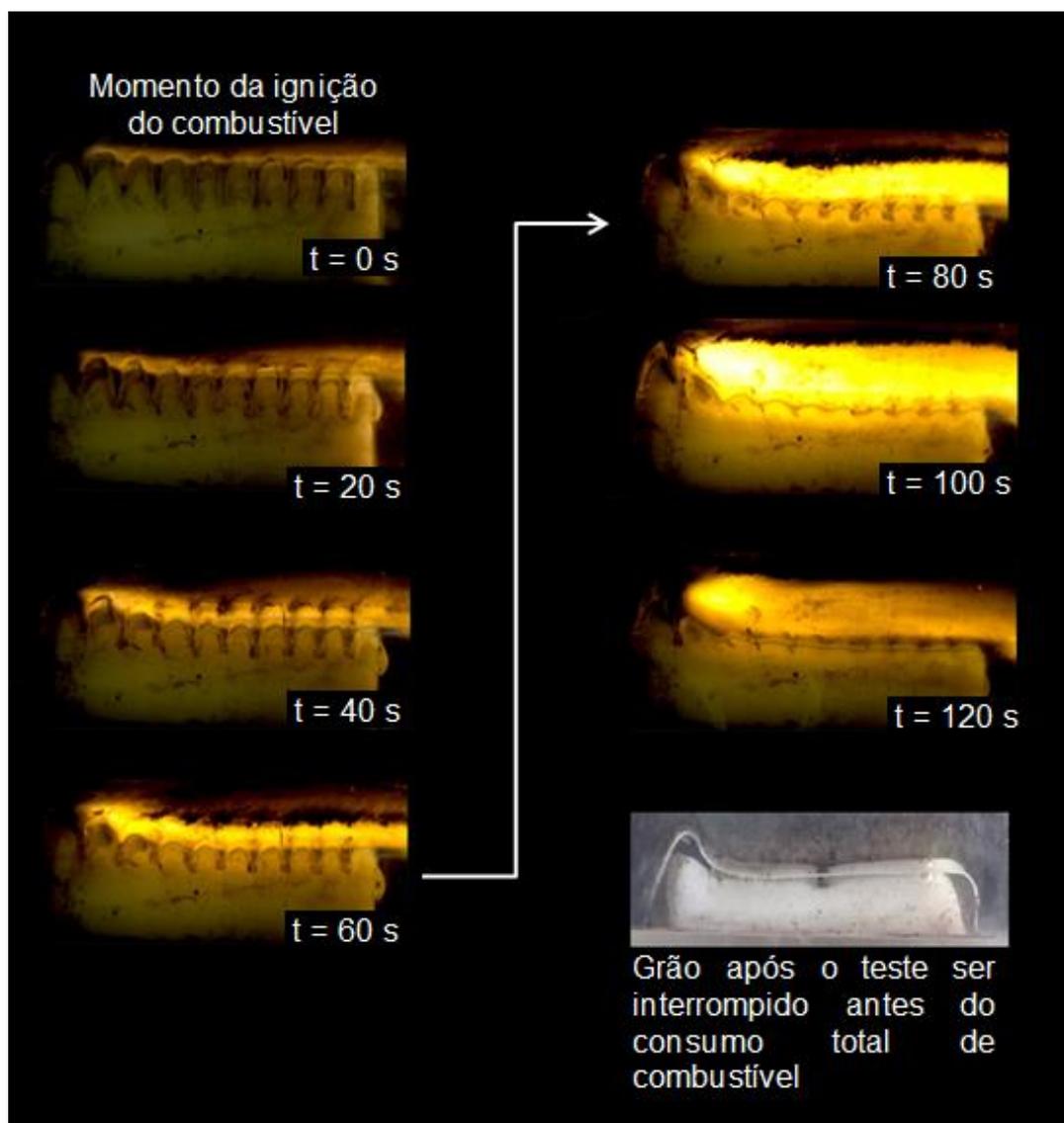
As fotografias da queima deste grão com H_2O_2 (85%) são mostradas na Figura 5.9. Nesse caso foi utilizado apenas um único grão porque a adição destes sulcos requer um aumento que a altura do grão combustível o experimento não comporta o acondicionamento de dois grãos. No entanto, isso não altera significativamente o comportamento da queima, embora a taxa de regressão possa ser afetada em função da radiação maior no caso da queima com dois grãos.

Neste teste, não foram observadas mudanças na ignição do combustível e sustentação da queima, em comparação à geometria com apenas 1 sulco, todavia notou-se maior uniformidade na queima ao longo da superfície do combustível.

Fica claro que o comportamento da queima de combustíveis de polietileno, tem forte correlação com as condições do escoamento de oxidante na câmara de combustão, e que, ajustadas adequadamente, podem propiciar um consumo

mais uniforme de combustível e, ainda, facilitar a ignição e a sustentação da combustão, mitigando-se assim problemas de instabilidade na operação do propulsor.

Figura 5.9 - Fotografias do um teste de queima de HDPE, com sulcos sobre todo o comprimento do grão, com H_2O_2 (85%).



A Tabela 5.2 exibe os resultados dos vários testes de queima de HDPE com peróxido de hidrogênio em concentrações de 85 e 90%, utilizando-se o método de cálculo *end point*.

Tabela 5.2- Taxas de regressão de HDPE com H₂O₂ a 85 e 90% em massa.

H ₂ O ₂ (%)	\bar{G}_{ox} (kg/m ² s)	\bar{G} (kg/m ² s)	\bar{r} (mm/s)	$\log(\bar{G}_{ox})$	$\log(\bar{G})$	$\log(\bar{r})$	t_q (s)
85	7,321	7,666	0,067	0,865	0,885	-1,058	200
85	6,239	6,533	0,067	0,795	0,815	-1,058	200
85	6,070	6,356	0,051	0,783	0,803	-1,152	200
85	5,339	5,590	0,042	0,727	0,747	-1,208	200
85	5,105	5,345	0,061	0,708	0,728	-1,092	200
85	4,444	4,654	0,046	0,648	0,668	-1,184	200
85	4,053	4,244	0,039	0,608	0,628	-1,227	200
85	3,765	3,943	0,036	0,576	0,596	-1,254	200
85	3,474	3,638	0,027	0,541	0,561	-1,328	200
85	3,282	3,436	0,023	0,516	0,536	-1,367	200
85	3,215	3,367	0,031	0,507	0,527	-1,297	200
H ₂ O ₂ (%)	\bar{G}_{ox} (kg/m ² s)	\bar{G} (kg/m ² s)	\bar{r} (mm/s)	$\log(\bar{G}_{ox})$	$\log(\bar{G})$	$\log(\bar{r})$	t_q (s)
90	5,770	6,042	0,052	0,761	0,781	-1,284	200
90	5,250	5,498	0,049	0,720	0,740	-1,307	200
90	7,797	8,165	0,078	0,892	0,912	-1,107	200
90	7,773	8,139	0,091	0,891	0,911	-1,043	200
90	10,245	10,728	0,097	1,011	1,031	-1,013	200
90	7,101	7,435	0,098	0,851	0,871	-1,008	200
90	10,610	11,110	0,102	1,026	1,046	-0,990	200
90	9,365	9,806	0,116	0,971	0,991	-0,936	200
90	8,818	9,233	0,116	0,945	0,965	-0,936	200
90	8,434	8,832	0,096	0,926	0,946	-1,019	200
90	9,757	10,217	0,088	0,989	1,009	-1,056	200
90	9,397	9,840	0,115	0,973	0,993	-0,939	200
90	12,901	13,509	0,109	1,111	1,131	-0,962	200
90	12,208	12,783	0,083	1,087	1,107	-1,082	200
90	11,844	12,403	0,116	1,074	1,094	-0,935	200
90	13,139	13,759	0,107	1,119	1,139	-0,970	200
90	12,471	13,059	0,104	1,096	1,116	-0,982	200
90	12,140	12,713	0,104	1,084	1,104	-0,982	200

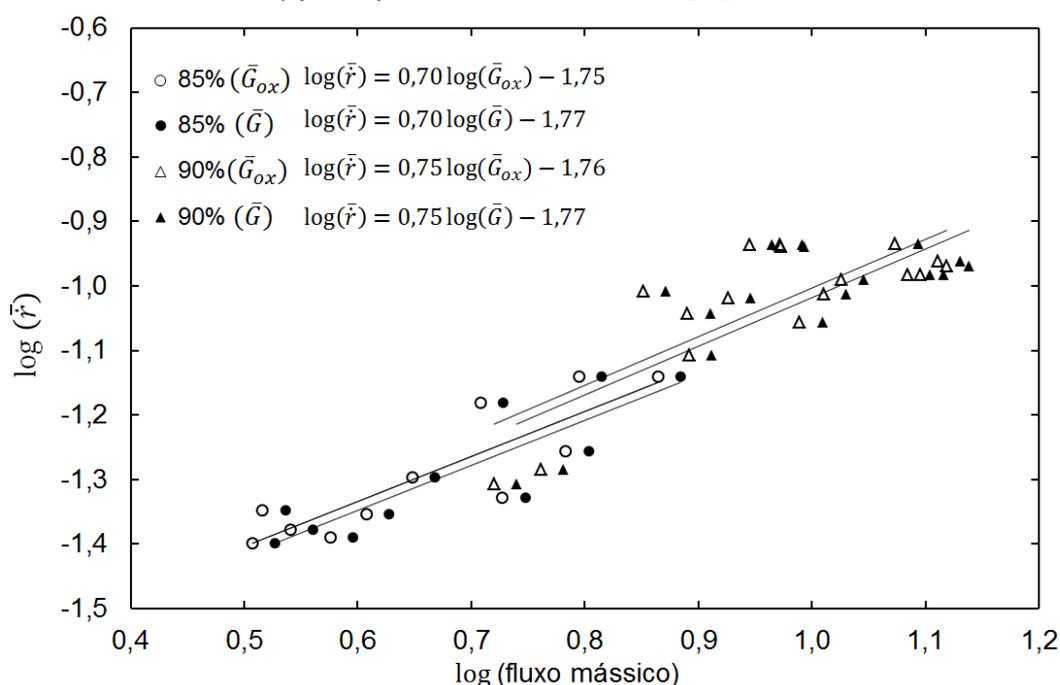
Nota-se que a faixa de fluxo mássico para H₂O₂ (85%) é menor que a faixa de fluxo mássico para H₂O₂ (90%) devido à capacidade do leito catalítico, que não suporta decompor maiores vazões de H₂O₂ (85%) que tem mais água em sua solução geram menores temperaturas de decomposição.

No presente trabalho, os fluxos mássicos de oxidante foram limitados pelo volume do leito catalítico e pela geometria dos grãos de HDPE, e foram estabelecidos com base nos resultados de Brown e Lydon (2005), conforme discutido na seção 4.3.

A utilização de um volume maior de leito catalítico permitiria a decomposição de uma maior quantidade de H_2O_2 e, conseqüentemente, forneceria maiores fluxos mássicos de oxidante, entretanto, seria também necessária a utilização de grãos de HDPE mais longos para aumentar o tempo de residência de oxidante sobre o combustível e manter a razão de mistura especificada.

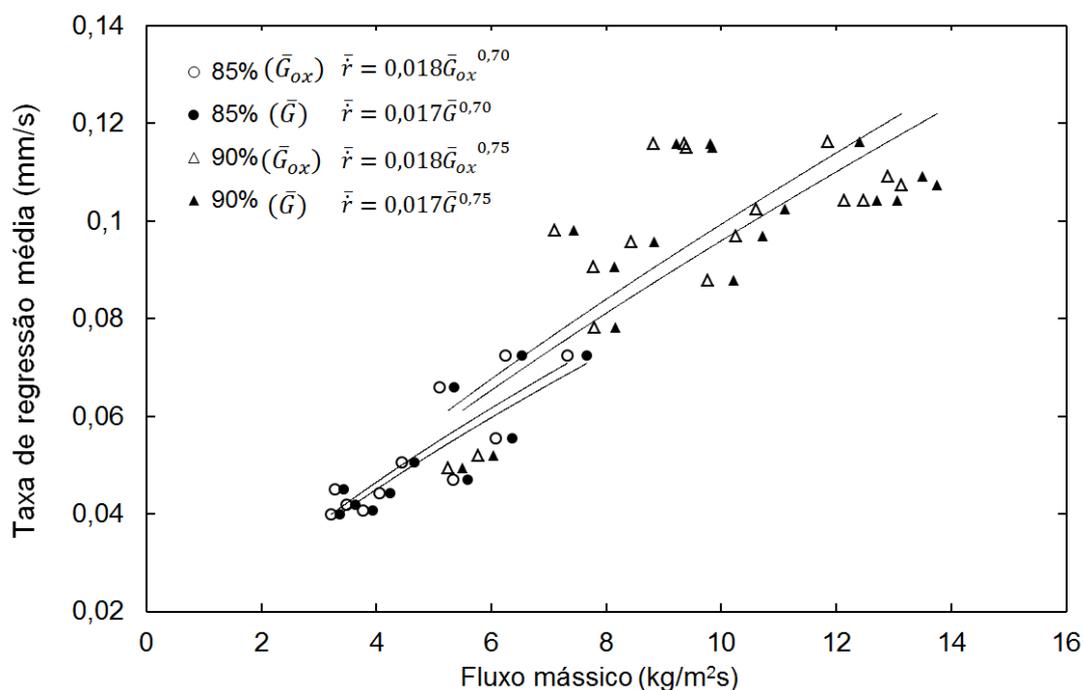
Para o cálculo dos coeficientes experimentais a e n que caracterizam as leis de potências da taxa de regressão, foi realizada uma regressão linear dos valores de $\log(\bar{r})$ em função de $\log(\bar{G})$ ou $\log(\bar{G}_{ox})$, todos na base 10. A escolha de \bar{G} ou \bar{G}_{ox} pode ser feita em função dos dados da literatura com que se deseja comparar. Na Figura 5.10, são apresentados os resultados da regressão efetuada.

Figura 5.10 - Regressão dos dados referentes ao $\log(\bar{r})$, em função de \log (fluxo mássico) para queima de HDPE com H_2O_2 .



A Figura 5.11 mostra as taxas de regressão experimentais versus os fluxos mássicos medidos, bem como os ajustes de curva obtidos para a queima de HDPE com H₂O₂.

Figura 5.11 - Regressão dos dados referentes à taxa de regressão experimentais, em função de fluxo mássico para queima de HDPE com H₂O₂.



Os fluxos mássicos utilizados neste trabalho são baixos, e existe certa dispersão em seus valores, com discrepâncias pontuais na magnitude da taxa de regressão, da ordem de 30%.

Fazendo-se uma revisão da literatura nota-se que apenas uma pequena parte dos trabalhos que tratam da caracterização da taxa de regressão expõe os dados experimentais que tratados levam ao ajuste pela lei de potências e, naqueles em que os dados estão presentes, é comum encontrar discrepâncias pontuais até maiores de 30%, tal como neste trabalho.

Na Tabela 5.3 são apresentados dados referentes às taxas de regressão de HDPE obtidas neste trabalho e em outras pesquisas.

Tabela 5.3 - Taxa de regressão em diferentes estudos para o par propelente polietileno/H₂O₂.

	H ₂ O ₂ (%)	Fluxo mássico (kg/m ² s)	Taxa de regressão média (mm/s)
Bettner e Humble (1998)	85	350 - 700	$\dot{r} = 7 \times 10^{-6} \bar{G}^{0,8} L^{-0,2}$ com $L = 0,12$
Heister et al.(1998)	85	70 - 210	$\dot{r} = 6,1 \times 10^{-3} \bar{G}^{0,78}$
Este trabalho	85	3 - 8	$\dot{r} = 17 \times 10^{-3} \bar{G}^{0,70}$
Tsujikado e Ishihara (2005)	90	30 - 700	$\dot{r} = 12,5 \times 10^{-3} \bar{G}_{ox}^{2/3}$
Este trabalho	90	7 -14	$\dot{r} = 18 \times 10^{-3} \bar{G}_{ox}^{0,75}$

Nota-se que os estudos de taxa de regressão realizados em diferentes pesquisas não obedecem a um padrão de faixas de operação de fluxo mássico e nem da metodologia de apresentação dos resultados, sendo, por vezes, utilizado o fluxo mássico de oxidante e outras, o fluxo mássico total. Ressalta-se também que as pesquisas foram executadas por diferentes grupos de pesquisa e, portanto experimentos e condições de operação também diferentes.

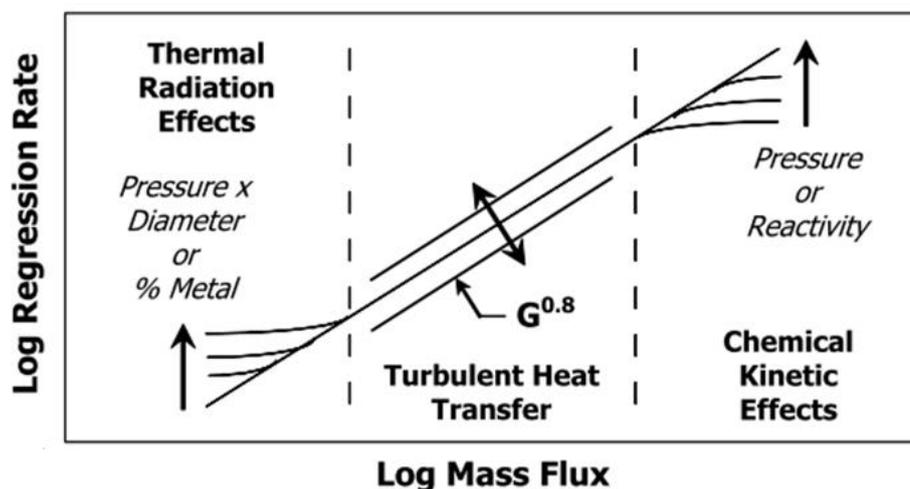
Acerca da faixa de fluxo mássico utilizado neste trabalho cabem algumas discussões.

Chiaverini (2007) realizou uma revisão da literatura relativa aos estudos de taxas de regressão em sistemas de propulsão híbrida, cuja conclusão está expressa na Figura 5.12.

Para baixos fluxos mássicos, a taxa de regressão de combustíveis poliméricos não tem comportamento que se ajuste adequadamente à lei de potências. Nesta faixa a taxa de regressão é significativamente afetada pelas dimensões e pressão da câmara de combustão, além das trocas de calor por radiação, visto que a turbulência do escoamento é relativamente pequena. É nesta região,

portanto, que a adição de metais ao combustível tem maiores efeitos sobre a taxa de regressão.

Figura 5.12 - Efeitos das faixas de fluxo mássico sobre a taxa de regressão.



Fonte: Chiaverini (2007)

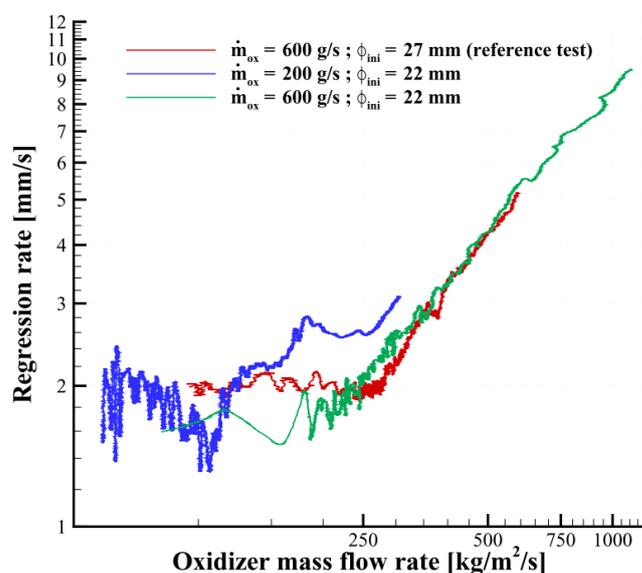
O produto entre a pressão na câmara de combustão P_c e o diâmetro D é definido por Incropera e Dewitt (1990) como a densidade óptica de um gás. Quanto maior for $P_c D$, maior será a eficiência do gás em emitir radiação térmica e, conseqüentemente, maior deverá ser a taxa de regressão atingida, tornando os efeitos de radiação ainda mais relevantes.

Em fluxos mássicos intermediários a velocidade de queima do combustível é predominantemente afetada pela transferência de calor turbulenta e obedece às relações obtidas por Marxman e Gilbert (1963). Nesta condição, nem a radiação nem a cinética química influenciam significativamente o comportamento da taxa de regressão, mas podem afetar a sua magnitude.

Em condições de altos fluxos mássicos e baixas pressões, a forte influência que as taxas de reação têm sobre a pressão na câmara pode afetar significativamente o comportamento da taxa de regressão.

Lestrade (2012) realizou, por meio de sensores ultrassônicos, estudos experimentais da taxa de regressão de combustíveis à base de parafina queimando com N_2O e observou que para fluxos mássicos de oxidantes menores que $200 \text{ kg/m}^2\text{s}$, a taxa de regressão tem comportamento disperso, não obedecendo à equação clássica da lei de potência.

Figura 5.13 - Comportamento da taxa de regressão em função do fluxo mássico de oxidante para o par parafina/ N_2O .



Fonte: Lestrade (2012)

No entanto, embora no presente trabalho tenham sido atingidos valores máximos de fluxos mássicos de oxidante em torno de $14 \text{ kg/m}^2\text{s}$, os dados se ajustaram coerentemente com a lei de potências proposta por Marxman e Gilbert (1963). É necessário, portanto, que cada par propelente seja exaustivamente estudado em uma dada geometria a fim de se determinarem os valores que delimitam as regiões onde a taxa de regressão é predominantemente radiativa, convectiva ou fortemente afetada pela cinética química como discutido por Lestrade (2012), não podendo ser utilizado como referência o valor de $200 \text{ kg/m}^2\text{s}$.

A análise da queima do HDPE com H_2O_2 possibilitou avaliar as condições de operação da câmara e da bancada de testes além de fazer a comparação dos

dados obtidos com os dados da literatura e compreender fatores que influenciam na ignição e sustentação da queima do combustível.

5.2 Queima de combustíveis à base de parafina com H_2O_2

Embora medidas da taxa de regressão pelo método *end point* sejam muito úteis, a análise do comportamento local instantâneo minimiza incertezas relacionadas aos transientes durante a ignição e o desligamento do sistema. Possibilita a obtenção de múltiplos dados em um único teste, além de ajudar a analisar as possíveis influências da geometria do grão e do escoamento do oxidante na taxa de regressão.

A fim de evitar erros provenientes do regime de queima transiente, as medidas foram tomadas a partir do instante em que todo o grão combustível se encontrava totalmente inflamado.

DeLuca et al. (2011) propuseram uma formulação para o cálculo da taxa de regressão instantânea baseado em amostragens temporais da geometria da porta de combustão, para experimentos que permitem a observação do grão durante a combustão. No referido trabalho foram utilizados grãos cilíndricos monoperfurados de pequeno comprimento, com a possibilidade única de observação visual da regressão radial conforme mostrado na Figura 5.14.

Figura 5.14 - Regressão de um grão de HTPB dopado com MgH_2 queimando com O_2 .



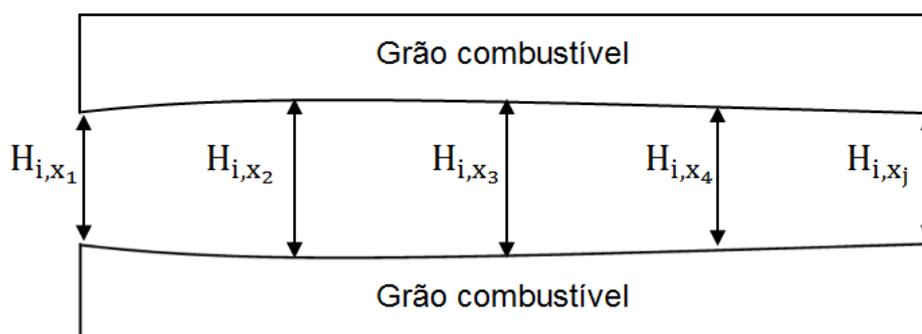
Fonte: DeLuca et al. (2011).

No presente trabalho, foi utilizada formulação semelhante, atentando-se às devidas adaptações necessárias pela diferenciação entre os diâmetros hidráulicos de portas de combustão cilíndricas e retangulares.

O procedimento de cálculo inicia-se com o estabelecimento do momento de ignição, t_{ig} , que delimitará o início da análise, evitando-se assim dados incoerentes devidos aos transientes de vazão de oxidante e combustível iniciais.

Estabelecido este parâmetro prossegue-se com a medida da altura inicial média da porta de combustão, \bar{H}_i , como mostrado na Figura 5.15 e Equação (5.10), onde j é o numero de posições escolhidas para melhor descrever possíveis variações axiais na taxa de regressão.

Figura 5.15 - Altura média inicial da porta de combustão.



$$\bar{H}_i = \frac{\sum_1^j H_{i,j}}{j} \quad (5.10)$$

Durante a combustão sob regime permanente de operação, a variação instantânea da altura da porta pode ser apropriadamente representada pela lei de potência dada na Equação (5.11), sendo $\bar{H}(t)$, a medida instantânea da altura média a porta, e os coeficientes α e β , obtidos experimentalmente pela regressão linear de $\log(\Delta\bar{H})$ em função de $\log(t)$.

$$\bar{H}(t) - \bar{H}_i = \alpha t^\beta, \quad t \geq t_{ig} \quad (5.11)$$

A taxa de regressão instantânea pode ser determinada por:

$$\bar{r}(t) = \frac{1}{2} \frac{d(\bar{H}(t) - \bar{H}_i)}{dt} = \frac{1}{2} \alpha \beta t^{\beta-1}, \quad t \geq t_{ig} \quad (5.12)$$

E, conseqüentemente, o fluxo mássico de oxidante, a vazão mássica de combustível e a razão de mistura instantânea podem ser obtidos, respectivamente, por:

$$\bar{G}_{ox}(t) = \frac{\dot{m}_{ox}}{A_p(t)} = \frac{\dot{m}_{ox}}{L(\bar{H}_i + \alpha t^\beta)}, \quad t \geq t_{ig} \quad (5.13)$$

$$\bar{m}_c(t) = 2\rho_c LC \bar{r} = \rho_c LC \alpha \beta t^{\beta-1}, \quad t \geq t_{ig} \quad (5.14)$$

$$\overline{O/C}(t) = \frac{\dot{m}_{ox}}{\dot{m}_c(t)} = \frac{\dot{m}_{ox}}{\rho_c LC \alpha \beta t^{\beta-1}}, \quad t \geq t_{ig} \quad (5.15)$$

Estes procedimentos permitem estabelecer os coeficientes experimentais α e β para cada teste realizado. É interessante, no entanto, que haja a realização de experimentações em diferentes condições, para posterior compilação dos resultados, e assim, obter curvas para taxa de regressão cada vez mais generalizada, mitigando-se incertezas geradas por características pontuais de um determinado teste.

5.2.1 Parafina pura e com negro de fumo

Trabalhos como os de Dos Santos et al. (2004), Evans et al. (2005) e Salvador et al. (2007) propuseram a adição de negro de fumo à parafina com o objetivo de aumentar a dureza do grão, evitar o amolecimento interno do grão pela radiação térmica e elevar a sua taxa de vaporização superficial.

Neste trabalho foram tentados 12 testes de queima com parafina pura e 2 testes com parafina impregnada com negro de fumo, sob as condições mostradas na Tabela 5.4, no entanto, a ignição sequer foi atingida, independentemente do fluxo mássico de oxidante utilizado e da alta

temperatura gerada pela decomposição catalítica de peróxido de hidrogênio. Testou-se também a utilização de um sistema de ignição por chama piloto de metil-acetileno e propadieno com temperatura nominal de 1900 °C, porém sem sucesso.

Em primeira análise a combustão da parafina parece ser fácil, visto sua ampla utilização em aparatos de pouca complexidade, como velas, porém diversos fatores têm grandes influências sobre a ignição e a sustentação da sua queima, dentre os quais se citam, a eficiência na vaporização e a injeção de parafina líquida no escoamento de oxidante, além de seu tempo de residência na câmara de combustão.

Tabela 5.4 - Condições de operação dos testes de parafina pura e parafina com negro de fumo.

Combustível de parafina	H₂O₂ (%)	Comprimento do grão (mm)	Temperatura injeção de oxidante (°C)	\bar{m}_{ox} (g/s)	\bar{H}_i (mm)	$\bar{G}_{ox,i}$ (kg/m²s)
Pura	80	100	200	3	16	9,4
Pura	80	100	120	3	16	9,4
Pura	80	100	180	3	5	30
Pura	85	41	550	4	2	100
Pura	85	41	530	4	2	100
Pura	80	100	250	3	10	15
Pura	84	100	320	4	10	20
Pura	80	100	110	7	20	17,5
Com negro de fumo	85	60	500	2,9	10	14,5
Com negro de fumo	90	90	500	3	11	13,6
Pura	85	90	620	3	10	15
Pura	85	85	560	2,1	10	10,5
Pura	90	90	530	2	10	10
Pura	90	81	150	0,9	10	4,5

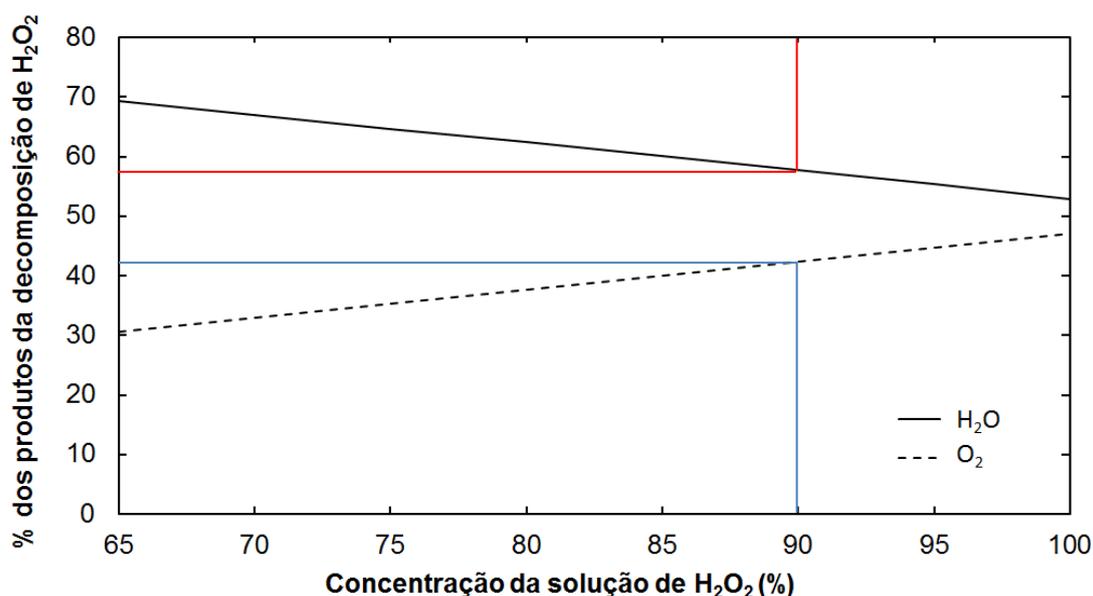
Chandler et al. (2012) relataram uma considerável ejeção de parafina não queimada, além de um acúmulo na câmara de combustão, quando empregados baixos fluxos de oxidante, no caso, de 17,9 kg/m²s.

As justificativas para as sucessivas falhas de ignição da parafina estão provavelmente associadas às características da decomposição catalítica de H₂O₂ e da câmara de combustão proposta, que serão discutidas a seguir.

5.2.1.1 Disponibilidade de oxigênio e presença de água

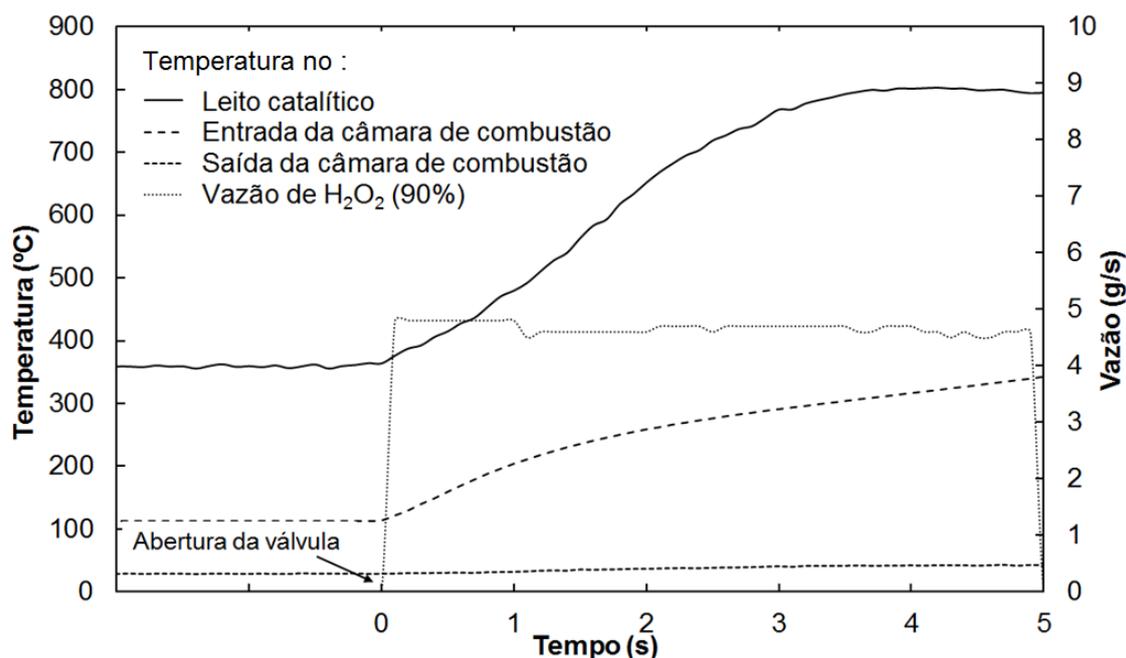
A decomposição de peróxido hidrogênio puro (100%) em pressão ambiente e à temperatura de 298 K produz apenas 43% em massa de O₂ gasoso e 57% de H₂O na forma de vapor, como pode ser visto na Figura 5.16.

Figura 5.16 - Porcentagem de H₂O e O₂ produzidos pela decomposição de peróxido de hidrogênio em diferentes concentrações.



Com o objetivo de se demonstrar a considerável formação de água líquida no interior da câmara de combustão, foi realizado um teste, com a injeção de H₂O₂ (90%), cujas temperaturas e vazão são apresentadas na Figura 5.17.

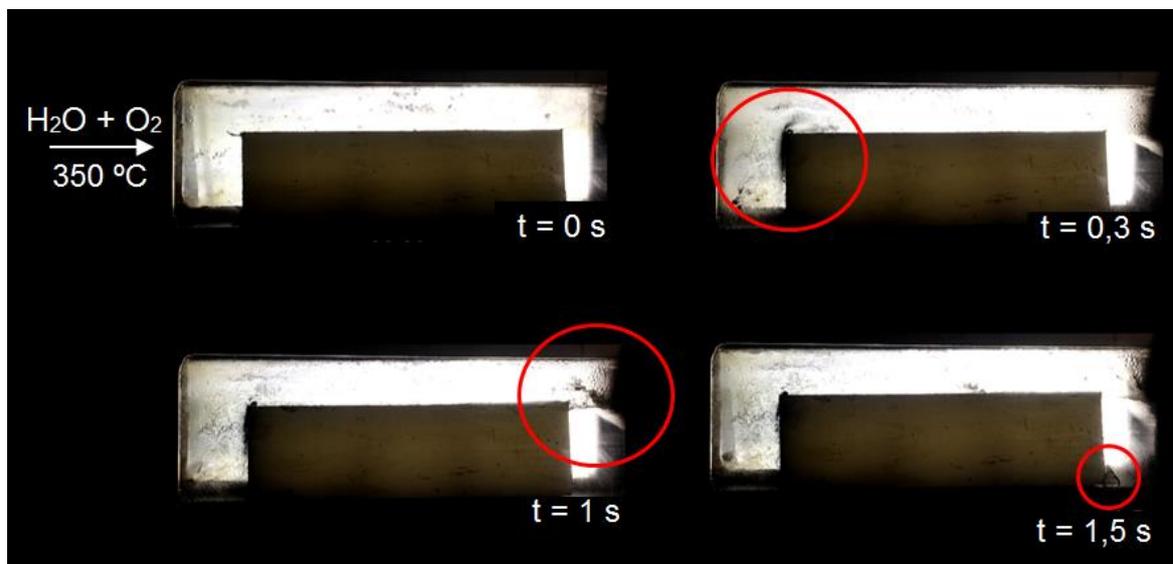
Figura 5.17 - Temperaturas e vazão mássica para o teste de condensação de H₂O na câmara de combustão.



Embora o peróxido seja decomposto inicialmente a cerca de 350 °C, a expansão dos gases da decomposição na câmara e o posterior contato com a superfície do combustível e da câmara em temperatura ambiente levam à formação de um filme líquido de H₂O sobre o grão que apresenta forte influência sobre a ignição do combustível. Os círculos vermelhos na Figura 5.18 indicam a localização da condensação dos vapores em diferentes momentos.

Inicialmente a condensação ocorre na região mais próxima ao leito catalítico e se desloca no sentido da saída da câmara, chegando a depositar-se nas paredes da câmara após o grão.

Figura 5.18 - Condensação de água na câmara de combustão.



Nos testes de queima deste trabalho foram utilizadas soluções de peróxido de hidrogênio de 85 e 90% de concentração que produzem cerca de 40% de O_2 e 60% de H_2O .

Das implicações da injeção de grande fração de água na câmara de combustão, ressalta-se que, para vaporizar a água condensada na câmara de combustão é necessário esta que absorva parte da energia térmica gerada pela decomposição catalítica do H_2O_2 , diminuindo a energia disponível para a fusão, vaporização e ignição do combustível. Destaca-se ainda que a água proveniente, tanto da solução aquosa de H_2O_2 quanto da decomposição, já havia absorvido parte desta energia no interior do leito catalítico. Outro ponto a ser considerado é que a água líquida que está em contato com a parafina, tem sua vaporização dificultada pela constante troca de calor com o combustível aumentando assim o seu tempo de residência no interior da câmara de combustão. Por ultimo ao trocar calor com a parafina que derrete a 60 °C , a água condensada e aquecida e a parafina formam uma emulsão que é carregada pelo escoamento através da porta de combustão, sem haver a queima da parafina.

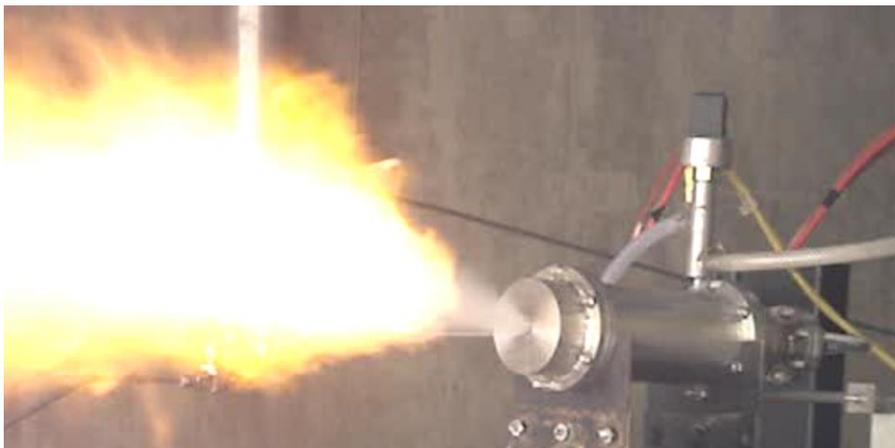
5.2.1.2 Ejeção da parafina líquida

O experimento proposto neste trabalho não contempla a utilização de uma tubeira na saída da câmara de combustão e, portanto, deixa de usufruir de algumas características a ela associada, das quais citam-se:

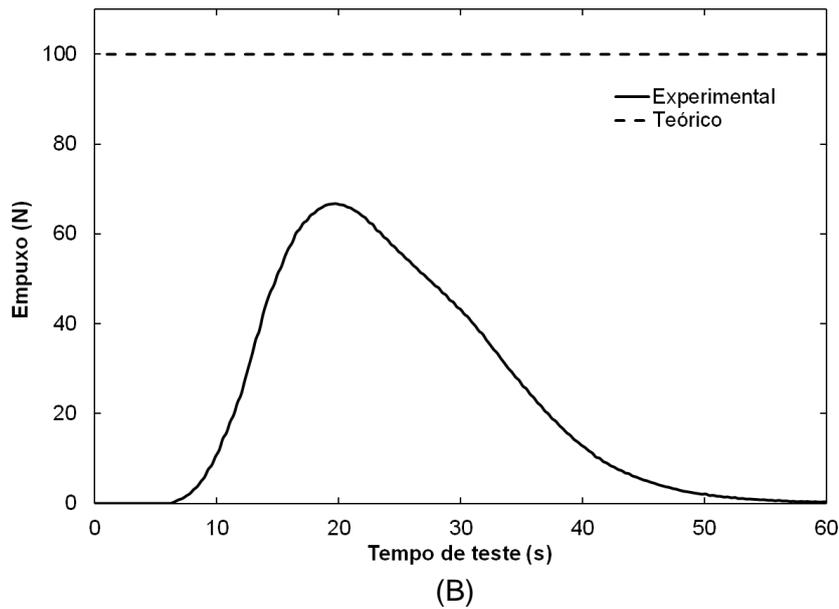
- A seção convergente da tubeira favorece a mistura de oxidante e combustível não queimado, antes de sua ejeção.
- Permite a operação do sistema com altas pressões de câmara, que levam à uma ignição mais rápida de combustíveis à base de parafina, como descrito por Chandler et al. 2012.

No entanto, como relatado por Gouvêa (2007) e Chandler et al. (2012), mesmo com a presença de uma tubeira, uma quantidade considerável de parafina derretida pode vir a ser ejetada e queimar fora da câmara de combustão, reduzindo significativamente o desempenho do propulsor, conforme mostra a figura a seguir.

Figura 5.19 - Teste do propulsor proposto por Gouvêa (2007). (A) Ejeção de parafina pela tubeira. (B) Curva de empuxo experimental abaixo da teórica, devido à queima de combustível fora da câmara de combustão.



(A)



Nota-se ainda, que se o mesmo teste ocorresse com a injeção de oxigênio puro como nos trabalhos descritos na seção 4.1, seria necessária uma vazão de oxidante menor do que de 50% das vazões utilizadas com H_2O_2 , para se atingir a mesma razão de mistura, visto que a decomposição de H_2O_2 gera apenas 43% de O_2 relativamente a massa total de oxidante injetado.

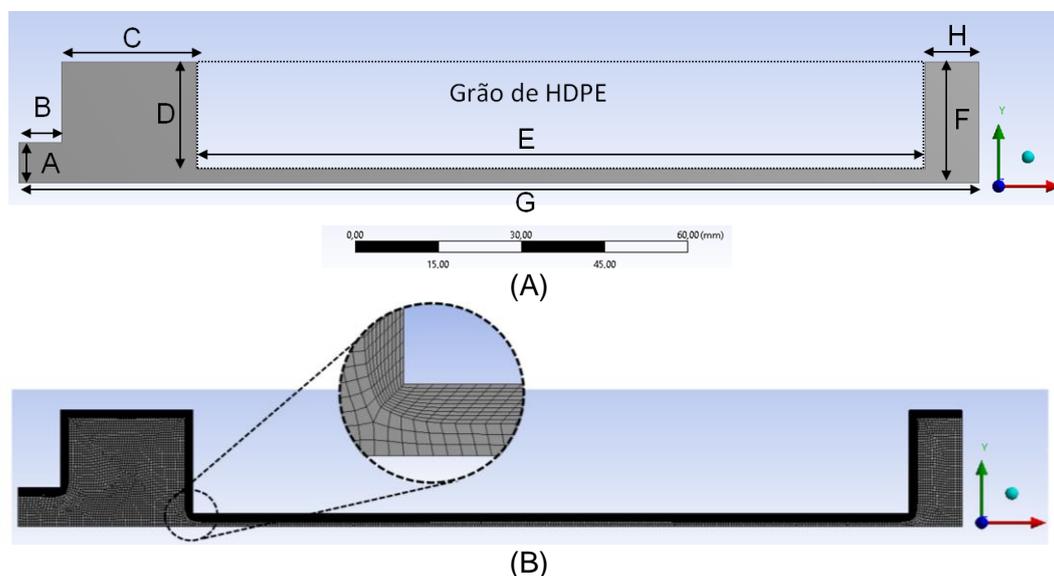
Para fins de comparação e análise, foram executadas simulações numéricas do escoamento não reativo na câmara de testes, empregando-se o software *ANSYS Fluent Academic, Release 16.2*. Foram simulados os escoamentos de O_2 puro e de H_2O_2 (90%) cujos parâmetros principais são apresentados na Tabela 5.5, considerando-se a mesma massa de O_2 disponível para combustão. O relatório detalhado da geometria, da malha e das configurações do *solver* é apresentado no Apêndice A.

Tabela 5.5 - Especificações e parâmetros utilizados na simulação numérica do escoamento não reativo na câmara de testes

Cota	Medida (mm)	Nome
A	7,5	<i>Inlet</i>
B	8	Parede
C	25	Parede
D	20	Grão
E	135	Grão
F	22,5	Saída
G	178	Simetria
H	10	Parede
Condições de contorno		O₂
		H₂O₂ (90%)
Vazão (g/s)	0,84	2
Vazão de oxigênio disponível para combustão (g/s)	0,84	0,84
Temperatura de injeção (K)	298	650
Pressão manométrica de saída da câmara (Pa)	0	0
$\bar{G}_{ox,i}$ (kg/m ² s) na porta do grão combustível	8,4	20
Malha		
Células quadriláteras		
Refinamento próximo às paredes (<i>Inflation</i> de 12 camadas com taxa de crescimento igual a 1)		
Solver		
Regime permanente de escoamento		
Baseado em densidade		
Formulação absoluta para a velocidade		
Geometria simétrica Bidimensional		
Método de acoplamento pressão-velocidade → SIMPLE		
Efeitos de compressibilidade considerados		
Modelo		
Viscoso, turbulento k-epsilon (<i>standard</i>)		
Tratamento aprimorando próximo às paredes		
Efeitos de compressibilidade considerados		

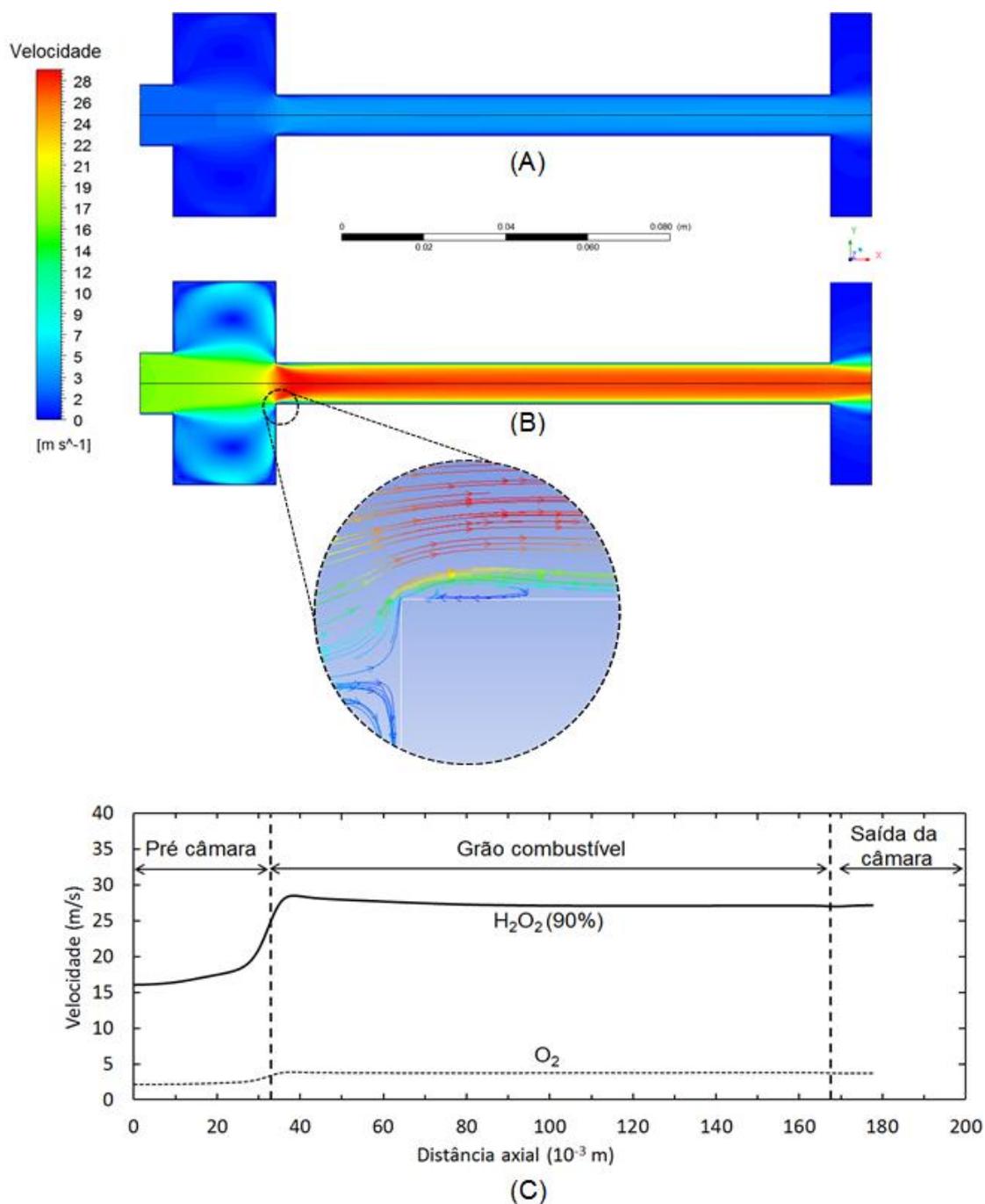
A Figura 5.20 (A) mostra a vista lateral do domínio computacional bidimensional utilizado para o estudo do escoamento interno na câmara de combustão, com as respectivas nomenclaturas apresentadas na Tabela 5.5, e a Figura 5.20 (B) mostra a malha gerada no programa ANSYS Mesh release 16.2, com detalhe da região próxima à parede do grão combustível.

Figura 5.20 - (A) Vista lateral do domínio computacional com as representações das cotas apresentadas na Tabela 5.5; (B) Malha utilizada para a simulação com detalhe do refinamento próximo às paredes e grão combustível.



Foram adotadas as mesmas condições de um dos testes realizados no laboratório, onde a vazão mássica de oxigênio era de 0,84 g/s, originado na decomposição de 2 g/s de H_2O_2 (90%). Medidas experimentais indicaram que a temperatura de decomposição do peróxido era cerca de 800 °C e a temperatura na entrada da câmara de combustão em torno de 380 °C. Na Figura 5.21 estão apresentados os resultados referentes à velocidade de escoamento, resultante das simulações computacionais.

Figura 5.21 - Comparativo de velocidade de escoamento para uma câmara de combustão com injeção de (A) O_2 puro injetado a 25 °C com vazão de 0,84 g/s; (B) H_2O_2 (90%) com vazão de 2 g/s e injetado à 380 °C com detalhe das linhas de corrente na região de recirculação de gás quente; (C) Perfil de velocidade ao longo da câmara no eixo central.



Nota-se que a utilização de H_2O_2 gera um escoamento cerca de 10 vezes mais rápido do que quando utilizado o O_2 puro. A alta velocidade do escoamento

tem forte influência na dificuldade de ancoramento da chama sobre o grão, pois carrega o combustível derretido e diminui significativamente o seu tempo de residência no interior da câmara de combustão.

A alta velocidade do escoamento é causada tanto pela maior quantidade de oxidante injetado quando pela alta temperatura dos vapores resultantes da decomposição catalítica do H_2O_2 . Ambos os fatores são inerentes à utilização de peróxido de hidrogênio decomposto cataliticamente.

Torna-se, portanto essencial que em sistemas que utilizam H_2O_2 como oxidante, que leve-se em conta a grande necessidade de um pós-combustor eficiente, que favoreça a queima do combustível carregado no interior da câmara de combustão, não causando assim a diminuição no desempenho do propulsor.

Cabe ainda observar que o HDPE mostrou maior facilidade de ignição e sustentação da combustão do que a parafina, possivelmente devido à alta viscosidade do combustível derretido que é dificilmente carregado pelo rápido escoamento de H_2O_2 decomposto.

Assim como feito com os combustíveis de HDPE, foi testada a utilização de sulcos na superfície de queima de grãos de parafina pura, de modo que aumentasse a recirculação e diminuísse a velocidade local do oxidante como discutido anteriormente. Independentemente da vazão utilizada, da posição e quantidade dos sulcos ou da utilização ou não de uma chama piloto, todos os testes falharam. A parafina pura mostrou-se mais difícil de ser utilizada com peróxido de hidrogênio quando comparada ao HDPE.

5.3 Parafina suportada por matrizes

A utilização de matrizes como suporte da parafina se deu pela necessidade de contornar as dificuldades de ignição e sustentação da combustão, além da excessiva ejeção de combustível não queimado, observadas neste e em outros

trabalhos realizados no LCP/INPE, mesmo quando utilizados com outros oxidantes.

5.3.1 Parafina e poliuretano

Merotto et al. (2011) e Gomes et al. (2013) queimaram com oxigênio puro combustíveis de parafina dopados com alumínio e impregnados em matriz de poliuretano (PU). Ambos obtiveram sucesso na queima do combustível.

Seguindo esta linha, foi realizado neste trabalho um total de 13 testes de queima de grãos de parafina impregnados em espuma de poliuretano (Figura 5.22).

Figura 5.22 - (A) Espuma comercial de poliuretano; (B) Grão de poliuretano impregnado com parafina.



(A)



(B)

Em 85% dos testes, com a presença de chama piloto, houve sucesso na ignição e sustentação da combustão. As condições de operação dos referidos testes estão expressos na Tabela 5.6.

Tabela 5.6 - Condições de operação dos testes de parafina impregnada em espuma de poliuretano.

H ₂ O ₂ (%)	Comprimento do grão (mm)	Temperatura de injeção de oxidante (°C)	\bar{m}_{ox} (g/s)	\bar{H}_i (mm)	$\bar{G}_{ox,i}$ (kg/m ² s)	Ignição
85	90	760	3,5	10	17,5	OK
90	90	690	3,8	10	19	Falha
85	106	640	2,5	11	11,4	OK
90	105	600	1,5	10	7,5	OK
90	110	560	2	7	14,3	OK
90	63	540	1,3	10	6,5	OK
90	85	400	0,5	8	3,1	OK
85	83	600	1,5	6	12,5	OK
90	83	360	2,8	7	20	OK
90	125	600	1,4	6	11,7	OK
90	90	630	2,5	10	12,5	OK
88	85	590	2,5	10	12,5	OK
90	81	250	1,9	5	19	Falha

Sem a presença de chama piloto, ainda que com a utilização de matrizes, a autoignição do combustível mostrou-se muito difícil, necessitando de grandes intervalos para que ocorresse e assim descaracterizando o estudo proposto, uma vez que boa parte do combustível já havia derretido e sido carregado para fora do sistema. Por este motivo ao contrário dos testes com HDPE, todos os testes com combustíveis à base de parafina descritos neste trabalho foram executados com a utilização de ignição por chama piloto.

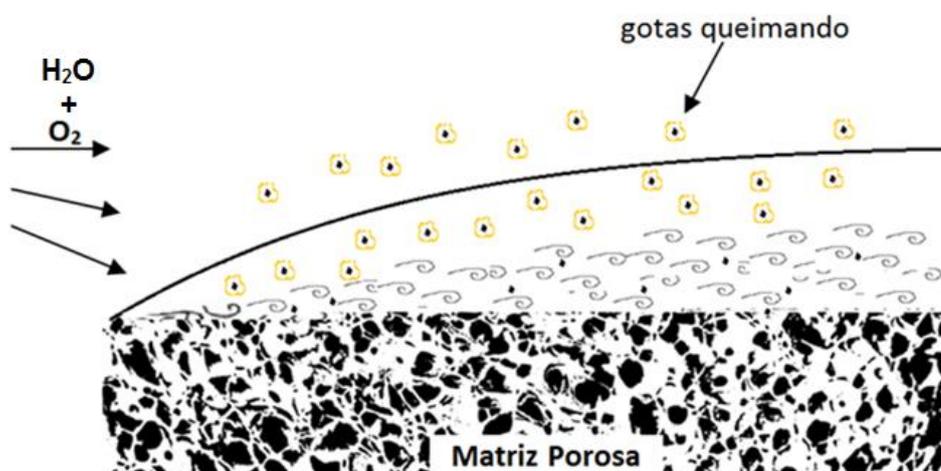
Deve-se salientar que as concentrações de H₂O₂, catalisadores, os fluxos mássicos de oxidante e a temperatura de decomposição adiabática, nos estudos de queima de parafina pura e suportada em PU, são muito parecidos, sendo possível, portanto, concluir que o sucesso nestes testes deveu-se exclusivamente aos efeitos gerados pela presença da espuma de poliuretano.

Para a efetiva queima de parafina é necessário primeiramente que ela seja derretida e posteriormente introduzida no escoamento de oxidante, tanto como vapor, quanto carregado em forma de gotículas.

As melhorias ocorridas na ignição e queima de combustíveis de parafina suportada em poliuretano provavelmente recaem sobre aparecimento de irregularidades na superfície do grão.

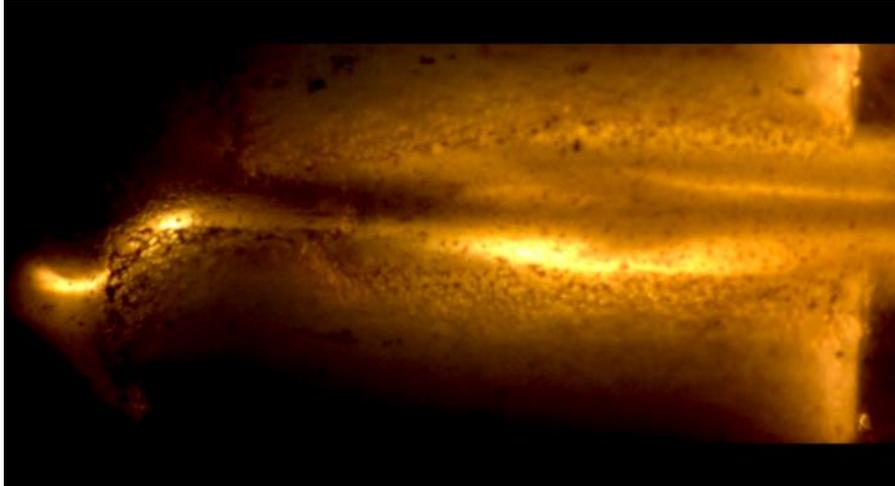
As pequenas cavidades da espuma dificultam o carregamento do filme de parafina derretida para fora da câmara, aumentando consideravelmente seu tempo de residência além de criar regiões de recirculação que aumentam a ejeção de parafina da superfície do grão e a transferência de calor por convecção, convecção, como exemplificado na Figura 5.23

Figura 5.23 - Esquema da ejeção de parafina suportada em espuma de poliuretano.



Embora tenha ocorrido grande melhora na queima do combustível causada pela utilização de matriz de PU, sua análise pela metodologia aqui proposta ficou comprometida pela grande quantidade de resíduos depositados na janela de quartzo, que impossibilitaram a análise instantânea das características geométricas do grão combustível, como mostrado na Figura 5.24.

Figura 5.24 - Grão de PU impregnado com parafina, queimando com H₂O₂ (90%).



Outro ponto negativo deste combustível é a grande diminuição na sua densidade, que passou de 0,918 g/cm³, da parafina pura, para 0,60 g/cm³, que torna sua aplicação em sistemas propulsivos de menor interesse.

Uma vez que a utilização de parafina impregnada em matrizes apresentaram características interessantes no que diz respeito à combustão e diminuição de combustível não queimado, foram realizadas investigações quanto ao emprego de diferentes materiais combustíveis que pudessem servir com matriz, sem que houvesse diminuição acentuada na densidade do grão de modo que fosse possível realizar os estudos de taxa de regressão por meio de análises instantâneas.

Materiais como fibra de paina e de algodão, pura e com negro de fumo, fios de algodão e espumas de poliuretano com 30 poros por polegada linear (PPI) foram testados e todos se mostraram passíveis de utilização (Figura 5.25), mas apenas a introdução de fios de algodão adequou-se ao método proposto neste trabalho, permitindo a determinação da taxa de regressão a partir das imagens da queima, e os resultados serão discutidos nas seções subsequentes.

Figura 5.25 - Grãos de parafina com (A) Fibra de algodão; (B) Fibra de algodão e negro de fumo; (C) Fibra de paina; (D) Espuma de poliuretano (30 PPI).



Parafina + Fibra de algodão
(A)



Parafina + Fibra de algodão + Negro de fumo
(B)



Parafina + Fibra de Paina
(C)



Parafina + Espuma de PU (30 PPI)
(D)

5.3.2 Parafina impregnada com fios de algodão

Após a constatação inicial de que a adição de fios de algodão efetivamente havia melhorado a queima do combustível de parafina, foram realizados estudos da sua influência na densidade do propelente. Para isto utilizou-se o equipamento ULTRAPYC 1200e da *Quantachrome Instruments*, mostrado na Figura 5.26 (A), situado no laboratório de química do LCP/INPE. A avaliação foi feita por meio de picnometria de hélio e um exemplar do relatório completo da medida de densidade para parafina adicionada de 2% em massa de fios de algodão pode ser visto na Figura 5.26 (B).

As medidas das densidades para parafina impregnada com diferentes concentrações mássicas de fios de algodão podem ser vistos na Tabela 5.7.

Figura 5.26 - (A) Picnômetro de hélio automático; (B) Relatório da medida de densidade para parafina + 2% algodão.



(A)

QUANTACHROME CORPORATION
Ultracyc 1200e V5.01
Analysis Report

Fri Sep 23 15:12:08 2016
User ID: INPE

Sample Parameters
Weight: 9.9769 g

Analysis Parameters
Cell Size - Medium
V Added - Large: 81.0297 cc
V Cell: 58.4742 cc
Analysis Temperature: 23.4 C
Target Pressure: 17.0 psig
Type of gas used: helium
Equilibration Time: Auto
Flow Purge: 1.0 min.
Maximum Runs: 10
Number Of Runs Averaged: 5
Deviation Requested: 0.0050 %

Analysis Results
Deviation Achieved: 0.0188 %
Average Volume: 10.9267 cc
Volume Std. Dev.: 0.0023 cc
Average Density: 0.9131 g/cc
Density Std. Dev.: 0.0002 g/cc
Coefficient of Variation: 0.0207 %

Run Data		
RUN	VOLUME (cc)	DENSITY (g/cc)
1	10.8974	0.9155
2	10.9057	0.9148
3	10.9118	0.9143
4	10.9177	0.9138
5	10.9238	0.9133
6	10.9255	0.9132
7	10.9236	0.9133
8	10.9259	0.9131
9	10.9287	0.9129
10	10.9298	0.9128

(B)

Tabela 5.7 - Densidade de grãos de parafina com adição de fios de algodão em diferentes concentrações.

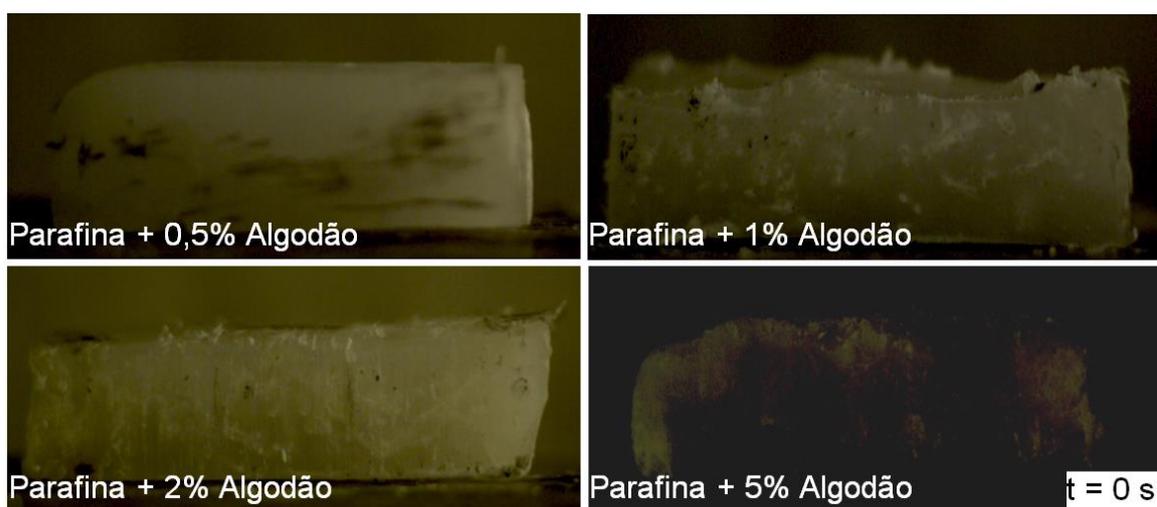
Concentração em massa de fios de algodão (%)	Densidade (g/cm ³)
0	0,9180
0,5	0,9113
1	0,9131
2	0,9105
5	0,9103

Diferentemente das matrizes de poliuretano, a adição de fios de algodão à parafina resultou em pouca variação da densidade do combustível, e ainda

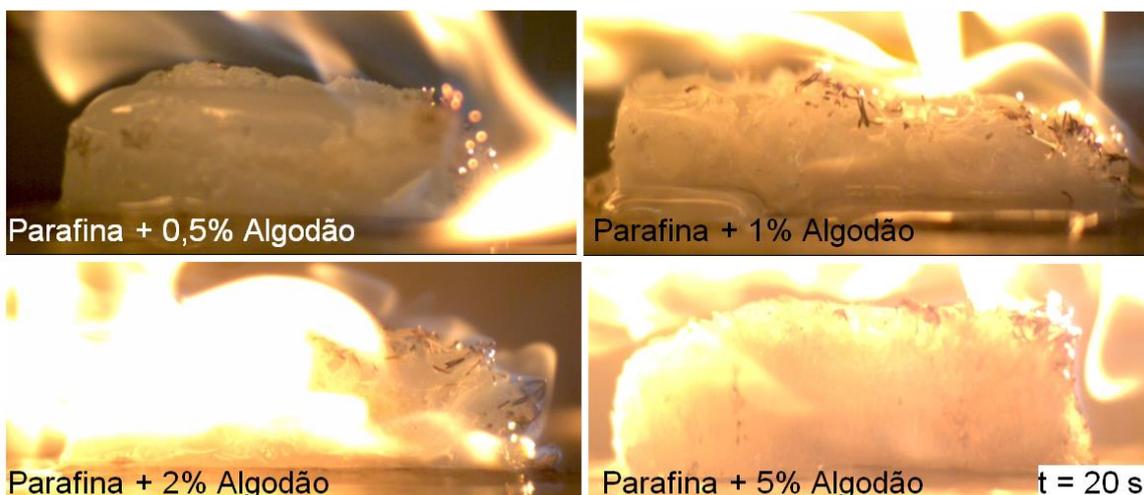
manteve as características de combustão facilitada, especialmente em concentrações mássicas maiores que 1%

Na Figura 5.27 (B), observa-se distinção na queima de combustível de parafina impregnada com 0,5, 1, 2 e 5% em massa de fios de algodão.

Figura 5.27 - Comparativo de grãos de parafina com diferentes concentrações de fios de algodão: (A) Antes da ignição; (B) 20 s de queima.



(A)



(B)

Durante os testes foi observada a inversa proporcionalidade entre concentração de fios de algodão e o resíduo de parafina não queimada. Esta

observação pode ser explicada tanto pela ação dos fios em diminuir o carregamento da parafina derretida quanto na ação de servir como pavio que por capilaridade auxilia na vaporização o combustível.

A mistura que apresentou a melhor relação entre combustão, redução de parafina residual e facilidade na análise visual da regressão, como proposto neste trabalho, foi aquela com adição de 1% em massa de fios de algodão, que daqui por diante será referenciada como Parafina + 1% algodão.

A produção do grão consistiu inicialmente no derretimento da parafina até cerca de 80 °C em uma forma de teflon, com posterior adição de fios de algodão distribuídos o mais uniformemente possível, como mostrado na Figura 5.28.

Figura 5.28 - Parafina derretida com adição de 1% em massa de fios de algodão.



Foram utilizados nos estudos fios de 100% algodão gazados e mercerizados da marca Círculo com as especificações mostradas na Tabela 5.8.

Após resfriado em temperatura ambiente, o combustível está pronto para ser utilizado, devendo apenas ser trabalhado para encaixar-se no sistema. Não foi necessário nenhum tipo de tratamento especial.

A Figura 5.29 mostra um grão pronto para ser cortado e acomodado na câmara.

Figura 5.29 - Grão de Parafina + 1% algodão, pronto para ser trabalhado.



Na Figura 5.30 vê-se o grão de Parafina + 1% algodão, queimando com oxigênio proveniente da decomposição catalítica de solução de peróxido de hidrogênio em concentração de 90%, com as condições de operação mostradas na Tabela 5.9.

Figura 5.30 - Parafina + 1% algodão queimando com H₂O₂ (90%).

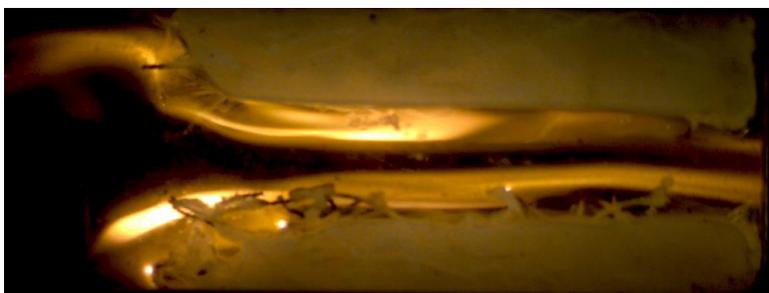


Tabela 5.8 – Condições de operação do teste mostrado na Figura 5.30.

Combustível	Parafina +1%
Largura do combustível (mm) - parâmetro L	20
Comprimento do combustível (mm) – parâmetro C	120
Altura do combustível (mm) - parâmetro E	20
Número de grãos	2
Vazão mássica de oxidante (g/s)	1,5
Tempo total de teste (s)	60
Tempo de análise de dados do teste (s)	35

Durante os testes foi observado um comportamento semelhante ao de muitos pavios de vela, em que a parte exposta à chama entrou em combustão, ficou incandescente e promoveu a vaporização da parafina, além servir como obstáculo para o filme de combustível líquido que normalmente seria arrastado pelo escoamento de oxidante.

Na Figura 5.31, pode-se observar o papel de pavio desempenhado pelos fios de algodão que, apesar de rompidos pela combustão, não foram carregados.

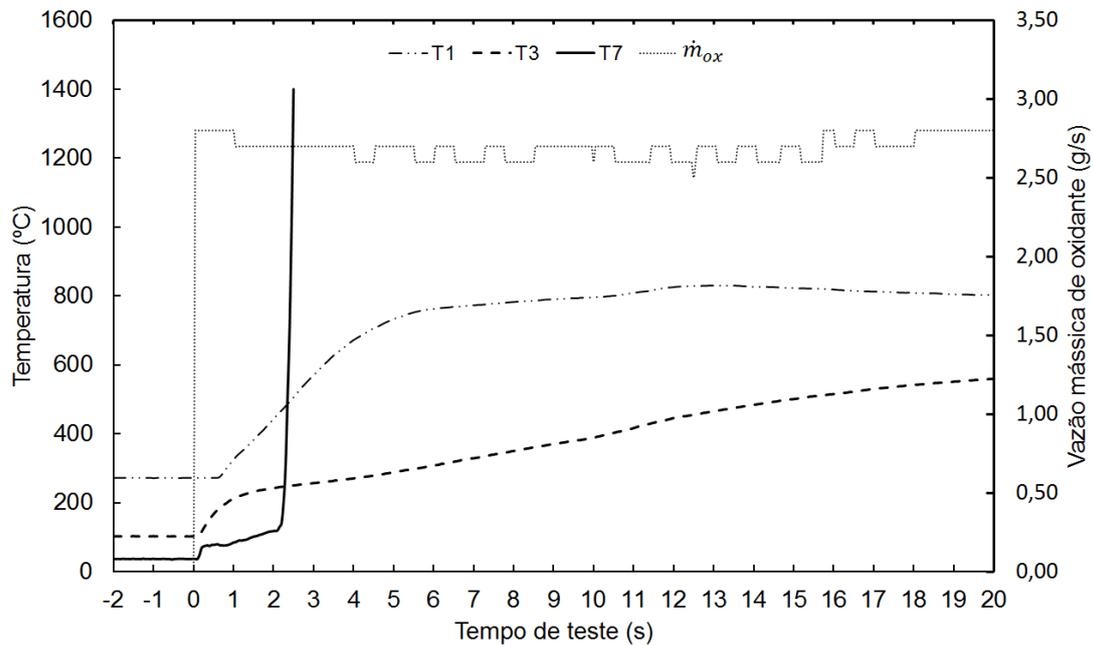
Figura 5.31 - Parafina + 1% algodão após a queima.



Alternativamente à introdução de fios longos e emaranhados, foi investigada a adição de pequenas seções, com cerca de 1 cm de comprimento. Durante a queima houve o carregamento destes pequenos fios juntamente ao filme de parafina derretida, e assim, deixaram de exercer a sua função, não promovendo melhorias em relação à parafina pura.

Um típico registro de dados gravados durante um teste pode ser visto na Figura 5.32.

Figura 5.32 - Típico registro de temperatura e vazão de um teste de queima de Parafina + 1% algodão.

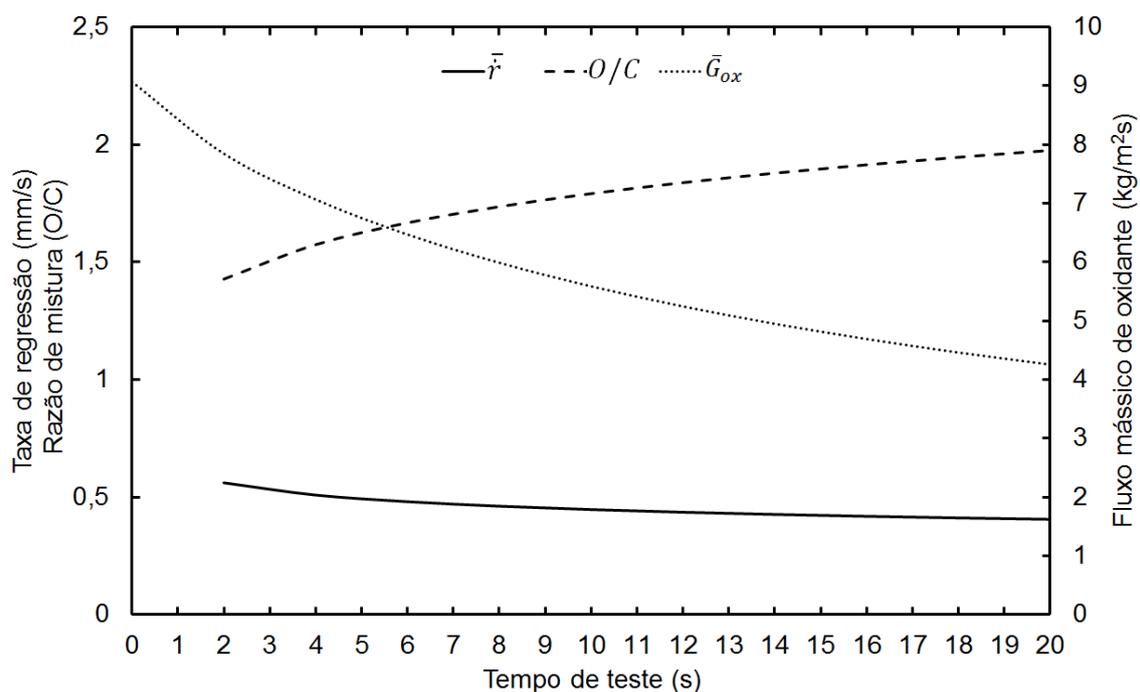


Estes dados foram utilizados com o objetivo de:

- Determinar o momento de ignição, através do pico de temperatura no termopar descartável T_7 , que se rompe por volta de $1400\text{ }^{\circ}\text{C}$ e sincronizar com as filmagens em alta velocidade.
- Verificar se o catalisador está plenamente ativo, decompondo e vaporizando todo o H_2O_2 e H_2O contidos na solução.
- Atestar que a temperatura dos vapores injetados na câmara de combustão, (T_3), está acima da necessária para propiciar a auto ignição do combustível.
- Calcular o fluxo mássico de oxidante instantâneo, necessário para a equação da taxa de regressão.

Na Figura 5.33 é apresentada a evolução temporal da taxa de regressão, razão de mistura e fluxo mássico de oxidante do teste da Figura 5.32.

Figura 5.33 - Evolução temporal da taxa de regressão, razão de mistura e fluxo mássico de oxidante no teste apresentado na Figura 5.32.



A taxa de regressão da Parafina + 1% algodão foi calculada pela metodologia de análise instantânea discutida no início desta seção. Ao todo foram realizados oito testes, cujas condições de operação são mostradas na Tabela 5.10.

Observa-se uma diferença entre o fluxo mássico de oxidante no início do teste ($\bar{G}_{ox,i}$) e no momento a ignição ($\bar{G}_{ox,ig}$), isto ocorre porque os combustíveis à base de parafina são degradados rapidamente com a injeção de oxidante quente, e assim sua geometria é totalmente dependente do tempo necessário para a efetiva ignição do combustível.

Tabela 5.9 - Condições de operação dos testes de Parafina + 1% algodão.

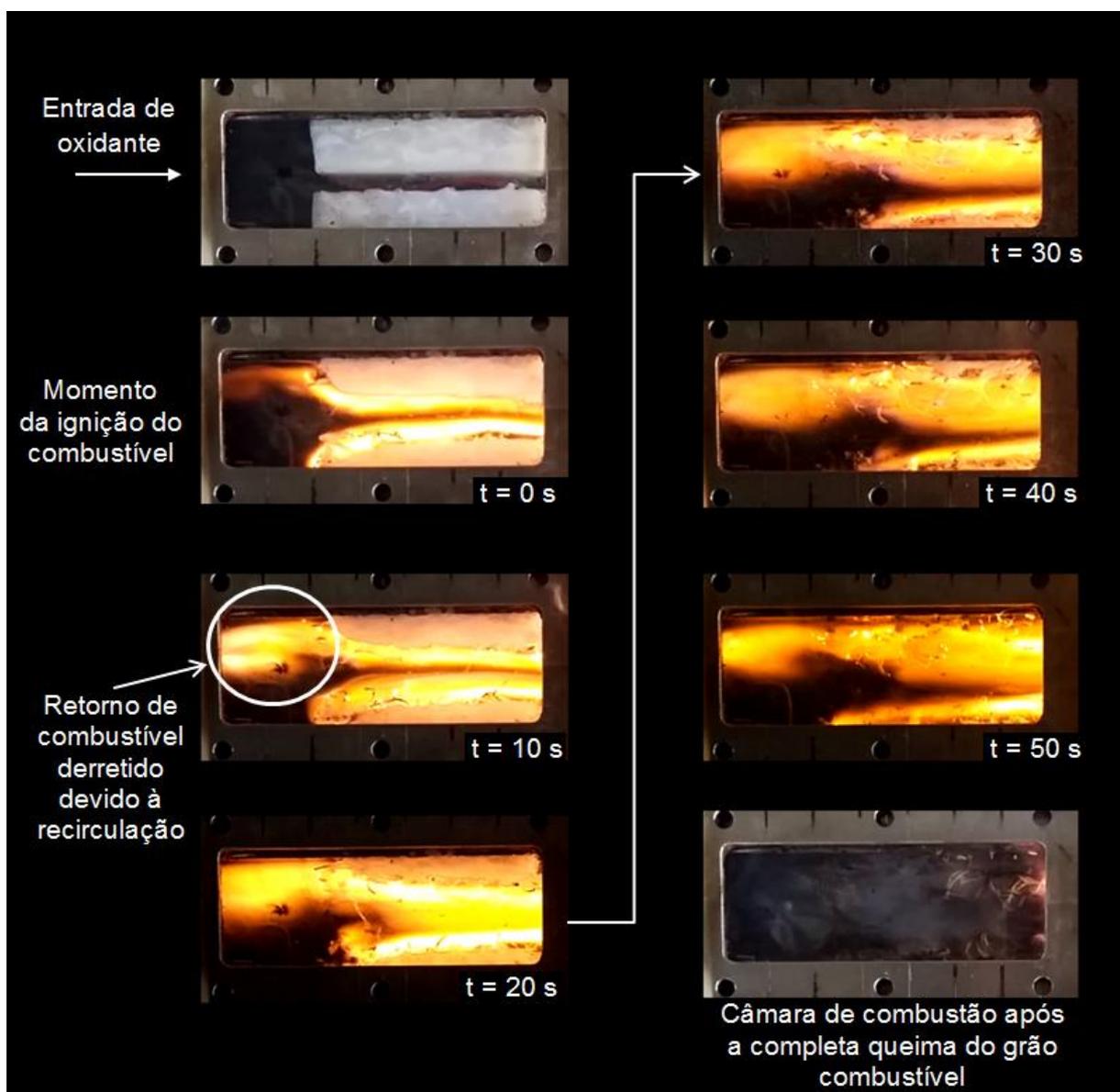
H_2O_2 (%)	Comprimento do grão (mm)	Temperatura média de injeção de	\bar{m}_{ox} (g/s)	\bar{H}_i (mm)	$\bar{G}_{ox,i}$ (kg/m²·s) Início do	$\bar{G}_{ox,ig}$ (kg/m²·s) Após a
-----------------	--------------------------------	---------------------------------------	-------------------------	---------------------	--	--

		oxidante (°C)			teste	ignição
90	95	425	1,3	10	6,5	4,5
90	103	500	3	10	15	9,7
90	95	450	2,5	10	8	5,1
90	80	450	1,2	10	6	4,8
90	101	300	0,5	10	2,5	1,6
90	105	400	0,6	10	3	2,5
90	105	450	1,4	18	3,9	3,6
90	130	400	1,5	10	7,5	4,4
90	70	300	2,3	5	23	12,7

Ao se empregar o par parafina/H₂O₂ como propelentes em sistemas de propulsão híbrida, deve-se ter em mente que parte da parafina provavelmente será derretida antes que ocorra a efetiva ignição do combustível, podendo portanto descaracterizar a geometria inicial do grão prevista no projeto e consequentemente o desempenho propulsivo.

A Figura 5.34 mostra uma sequência de fotografias de um teste de queima de grãos de parafina + 1% algodão com H₂O₂ (90)%.

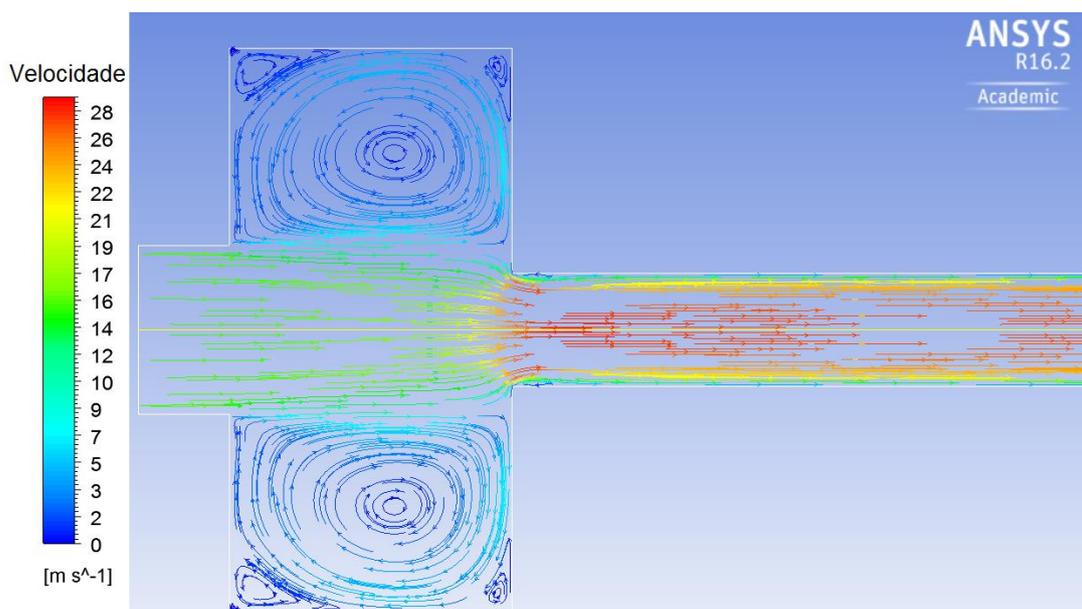
Figura 5.34 - Evolução temporal da frente de queima de parafina + 1% algodão com H_2O_2 (90%)



Devido à baixa temperatura de derretimento da parafina, não ocorre a formação de uma elevação no bordo de ataque do grão combustível como no HDPE, mas sim, o retorno de uma pequena fração de parafina na região a montante do grão combustível devido à recirculação, mostrada na Figura 5.35.

O retorno da chama da região de recirculação da pré-câmara, neste caso específico, ocorreu de forma assimétrica, porém nos diversos testes executados esta característica não foi constante, sendo por vezes simétrica ou assimétrica.

Figura 5.35 - Linhas de corrente do escoamento de oxidante quente na porção inicial da câmara de combustão



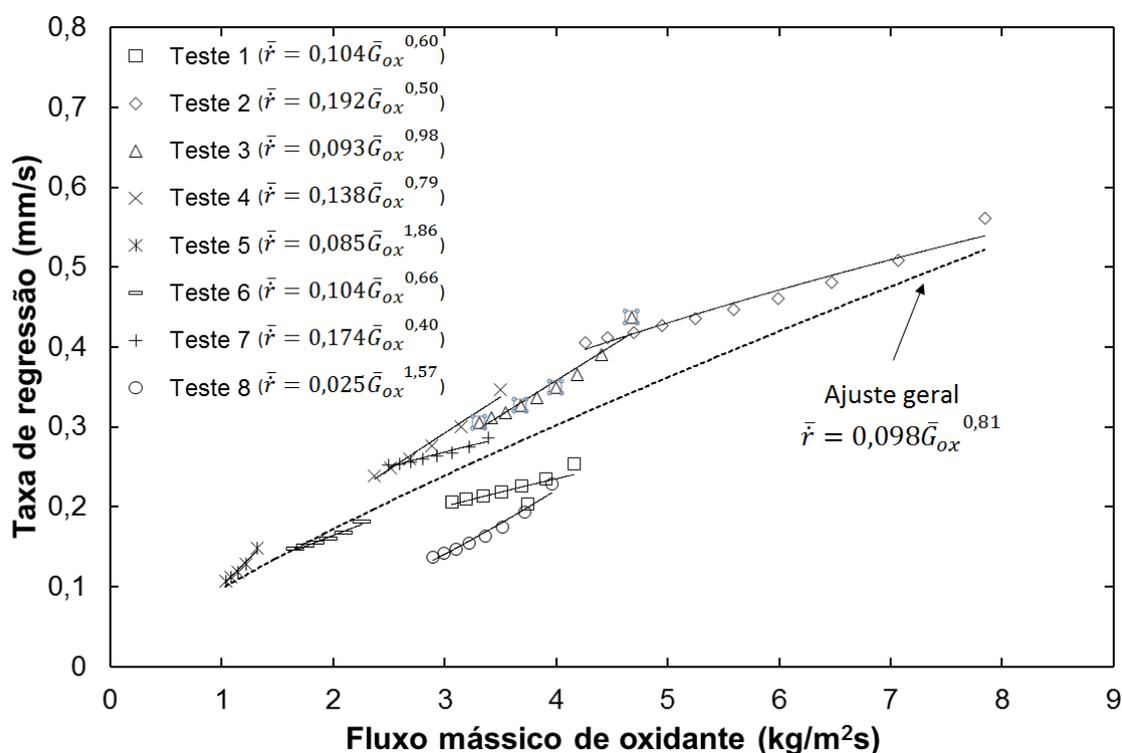
Outra observação a ser feita é que o perfil de queima do grão de parafina + 1% algodão tem comportamento muito mais uniforme do que o grão de polietileno, com a queima total do grão sem grandes variações na vazão mássica de combustível devido mudanças na geometria do grão combustível.

A Figura 5.36 mostra a compilação dos resultados (pontos experimentais e curvas de ajuste) da taxa de regressão obtidos pela análise dos testes descritos na Tabela 5.9 da queima de Parafina + 1% algodão.

Os resultados indicam que para cada teste executado existe uma equação de ajuste ideal dos dados experimentais que são dependentes das características geométricas da câmara de combustão e da injeção de oxidante. Especialmente quando utilizados combustíveis à base de parafina, que amolecem e derretem

com muita facilidade, as taxas de regressão devem ser obtidas especificamente para o propulsor em que será aplicada, conhecendo-se as peculiaridades de operação do propulsor. No entanto, com o objetivo de se estabelecer uma equação menos particularizada e útil na elaboração de anteprojetos de propulsores, é que foi realizada a regressão do conjunto de dados agregados dos nove testes, como apresentada na Figura 5.36.

Figura 5.36 - Taxa de regressão do combustível parafina + 1% algodão queimando com H₂O₂ (90%).



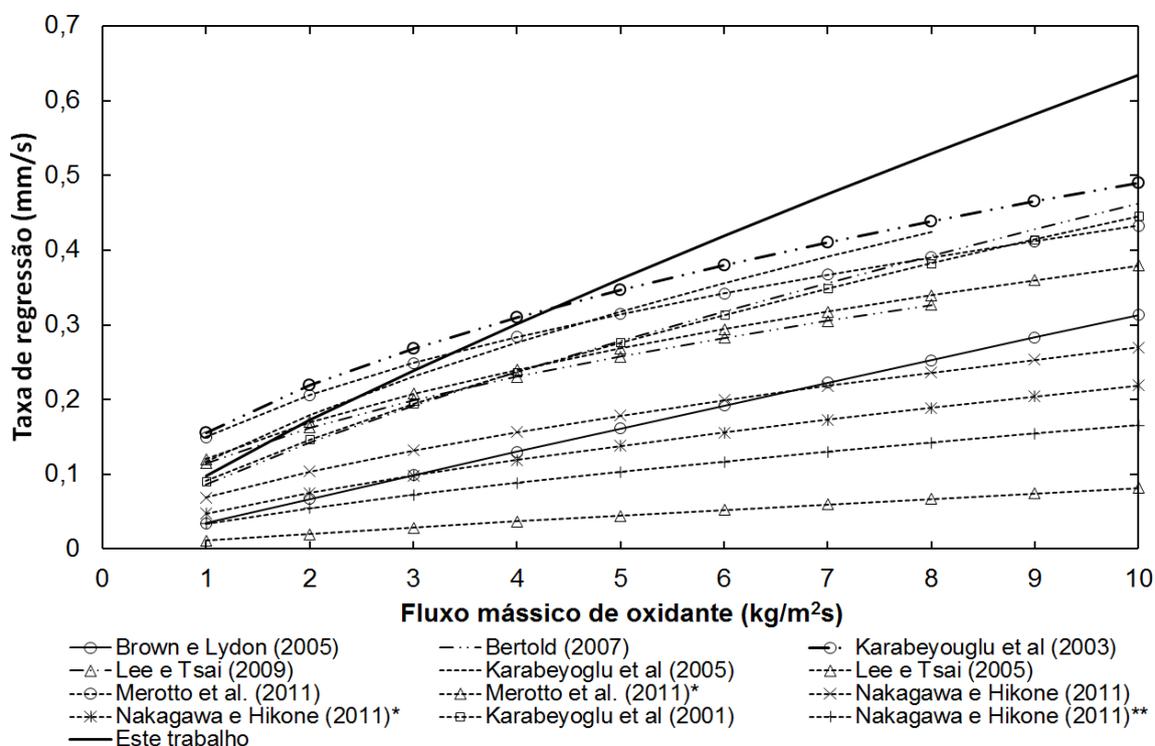
Na Tabela 5.10 encontram-se os resultados de diversos trabalhos que caracterizaram a taxa de regressão de combustíveis à base de parafina sob as mais diversas condições de operação. Todas as equações apresentadas são válidas apenas para injeção axial de oxidante, semelhante ao realizado neste trabalho, uma vez que, estudos como os de Kumar e Kumar (2013) e Sakote et al. (2014) já mostraram aumento considerável na taxa de regressão quando a injeção possui componente radial ou tangencial de velocidade.

Tabela 5.10 - Taxas de regressão de combustíveis à base de parafina queimando com o H₂O₂, O₂ e N₂O.

	Combustível	Oxidante	\bar{G}_{ox} (kg/m ² s)	Taxa de regressão (mm/s)
Este Trabalho	Parafina +1% algodão	H₂O₂ 90%	1 - 9	$\dot{r} = 0,098\bar{G}_{ox}^{0,81}$
Brown e Lydon (2005)	95% Parafina 5% negro de fumo	H ₂ O ₂ 84%	111-162	$\dot{r} = 0,0344\bar{G}_{ox}^{0,9593}$
Bertold (2007)	Parafina	N ₂ O	70-240	$\dot{r} = 0,086\bar{G}_{ox}^{0,73}$
Karabeyoglu et al. (2003)	Parafina "SP-1"	N ₂ O	Não Especificado	$\dot{r} = 0,155\bar{G}_{ox}^{0,5}$
Lee e Tsai (2009)	50% Parafina 50% HTPB	N ₂ O	100-460	$\dot{r} = 0,1146\bar{G}_{ox}^{0,5036}$
Karabeyoglu et al. (2005)	Parafina "SP-1"	O ₂	12,5-370	$\dot{r} = 0,117\bar{G}_{ox}^{0,62}$
Karabeyoglu et al. (2001)	Parafina	O ₂	15-100	$\dot{r} = 0,091\bar{G}_{ox}^{0,69}$
Lee e Tsai (2008)	50% Parafina 50% HTPB	O ₂	100-250	$\dot{r} = 0,011\bar{G}_{ox}^{0,8697}$
Merotto et al. (2011)	Parafina + PU	O ₂	100-350	$\dot{r} = 0,15\bar{G}_{ox}^{0,46}$
Merotto et al. (2011)*	Parafina + PU+ Alumínio em pó.	O ₂	100-350	$\dot{r} = 0,12\bar{G}_{ox}^{0,50}$
Nakagawa e Hikone (2011)	100% Parafina "FT-105"	O ₂	10-30	$\dot{r} = 0,0686\bar{G}_{ox}^{0,5947}$
Nakagawa e Hikone (2011)*	90% Parafina "FT-105" 10% EVA	O ₂	10-30	$\dot{r} = 0,0473\bar{G}_{ox}^{0,6656}$
Nakagawa e Hikone (2011)**	80% Parafina "FT-105" 20% EVA	O ₂	10-30	$\dot{r} = 0,0341\bar{G}_{ox}^{0,6871}$

Na Figura 5.37 são comparadas as curvas da Tabela 5.10 na mesma faixa de fluxo mássico do presente trabalho.

Figura 5.37 - Comparativo da taxa de regressão deste trabalho com a literatura para diferentes oxidantes e combustíveis à base de parafina.



Tanto neste trabalho quanto em Brown e Lydon (2005) verifica-se que a queima da parafina com peróxido apresenta taxas de regressão com maior dependência do fluxo mássico de oxidante do que a queima de parafina com óxido nitroso ou oxigênio puro.

Quando utilizados N_2O ou O_2 como oxidante, ambos são injetados na câmara de combustão em temperaturas relativamente baixas, assim sendo, toda a energia necessária para o derretimento e posterior ejeção de combustível em direção ao escoamento de oxidante é proveniente exclusivamente do sistema de ignição e da combustão da parafina. Diferentemente, a decomposição catalítica de H_2O_2 injeta oxidante na câmara de combustão a centenas de graus Célsius derretendo o combustível mais rapidamente e gerando maiores taxas de regressão, uma vez que a taxa de regressão é a velocidade de consumo linear da superfície do combustível. Cabe ressaltar os dados referentes à taxa de regressão, e portanto a vazão mássica de combustível

obtidos neste trabalho são válidos somente de houver a queima total do combustível fundido e vaporizado.

Verifica-se que a taxa de regressão da Parafina + 1% algodão queimando com H_2O_2 (90%) é cerca do dobro da taxa de regressão da parafina pura queimando com H_2O_2 (84%), apresentada por Brown e Lydon (2005), decorrente do aumento de cerca de 100 °C na temperatura de decomposição do peróxido de hidrogênio e da elevação em torno de 7 % na quantidade de oxigênio disponível, uma vez que 100 g de H_2O_2 a 84 % fornece 39,5 g de O_2 , enquanto 100 g de H_2O_2 a 90 % fornece 42,35 g de O_2 .

6 CONCLUSÕES E SUGESTÕES

O presente trabalho descreveu um estudo teórico-experimental da queima do polietileno e de combustíveis à base de parafina com soluções aquosas de peróxido de hidrogênio visando aplicações em sistemas de propulsão híbrida espacial.

Uma câmara de testes com janela de quartzo foi utilizada para análise do processo de queima e determinação das taxas de regressão do combustível sólido. Grãos de seção retangular de polietileno e de combustíveis à base de parafina foram preparados e queimados para análise da variação espacial e temporal da taxa de regressão.

Peróxido de hidrogênio comercial a 70 % com estabilizantes foi concentrado a 85 % e 90 % m/m, utilizando-se um processo de vaporização em contracorrente de ar quente e seco. Um leito contendo catalisadores mássicos de cobalto, manganês e alumínio permitiu uma rápida e completa decomposição das soluções de peróxido de hidrogênio utilizadas.

A decomposição catalítica de H_2O_2 (90%) atingiu temperatura suficientemente alta para autoignição do HDPE e parafina, porém a grande fração de água presente nos gases injetados na câmara de testes e a sua condensação sobre o grão tornou a ignição do polietileno lenta e impediu a ignição da parafina.

Os combustíveis de HDPE apresentaram alta resistência mecânica e térmica, e quando expostos aos vapores quentes de H_2O_2 decomposto, amoleciam e espontaneamente criavam regiões de recirculação, que favoreciam a ignição e a sustentação da queima do combustível sem grandes instabilidades. Observou-se a formação de um ressalto na entrada da porta dos grãos de polietileno, gerando uma zona de recirculação adjacente.

A inconveniência em se utilizar o polietileno em sistemas de propulsão com grandes níveis de empuxo recai em sua baixa taxa de regressão, e na queima

desuniforme ao longo do comprimento do grão, sendo necessário, portanto, o estabelecimento de geometrias de câmara de combustão e do grão combustível que favoreçam a sua queima uniforme.

Embora o desempenho propulsivo teórico ótimo da utilização do par parafina/H₂O₂ (90%) seja equivalente ao dos pares parafina/LOX e parafina/N₂O, a relativamente pequena fração de O₂ gerada na decomposição do H₂O₂ e a sua alta temperatura podem tornar este oxidante inapropriado, especialmente em aplicações cujo combustível tenha baixa temperatura de amolecimento, como é o caso da parafina.

A ignição da parafina pura ou com adição de negro de fumo, em meio ao grande fluxo de vapores úmidos da decomposição de H₂O₂ mostrou-se muito difícil e não foi atingida em nenhum dos testes realizados neste estudo, mesmo quando utilizado um sistema de ignição por chama piloto com cerca de 1800°C.

A baixa temperatura de amolecimento da parafina impede a evaporação da água condensada sobre o grão propelente, uma vez que a parafina é arrastada antes disso. Em contrapartida, o HDPE permanece sólido até temperaturas acima da temperatura de ebulição da água, permitindo a sua total vaporização antes da ignição da mistura de vapores do combustível e oxigênio.

A introdução de materiais combustíveis, como espumas de poliuretano, tecidos, fios e fibras naturais em meio à parafina, facilitou significativamente a sua ignição além de promover a sustentação da chama e de diminuir significativamente a fração de parafina não queimada e ejetada do sistema.

Verificou-se que a parafina impregnada com fios de algodão apresenta o melhor desempenho em termos de ignição e estabilidade de queima. A taxa de regressão deste combustível à base de parafina variou de 0,1 a 0,6 mm/s para fluxos mássicos de peróxido de hidrogênio de 1 a 10 kg/(m²s). Verificou-se também que a taxa de regressão da Parafina + 1% algodão queimando com H₂O₂ (90%) alcançou aproximadamente o dobro da taxa de regressão da

parafina pura queimando com H_2O_2 (84%) na faixa analisada de fluxos mássicos.

A adição de fios de algodão à parafina, em concentrações menores de 5 % em massa, não afeta significativamente a densidade do combustível, mas traz consigo benefícios, como à maior facilidade de queima e menor ejeção de parafina não queimada. No entanto, a análise visual direta da taxa de regressão do combustível somente foi possível com parafina contendo no máximo 1 % de fios de algodão em massa, uma vez que para concentrações maiores a grande presença de fios de algodão bloqueava a visualização da superfície do grão de parafina.

Sugere-se para trabalhos futuros que sejam investigados outros materiais que possam ser utilizados como matrizes para combustíveis à base de parafina, sem que influenciem negativamente a densidade do combustível ou diminuam significativamente a sua taxa de regressão.

É importante também realizar maiores investigações quanto às influências geométricas da câmara de combustão sobre a queima dos combustíveis, especialmente quando utilizado o H_2O_2 como oxidante.

Com base nos dados experimentais instantâneos obtidos, pode-se realizar um trabalho de modelagem matemática da taxa de regressão de combustíveis de HDPE e à base de parafina impregnada queimando com H_2O_2 .

Outro aspecto interessante que pode ser investigado futuramente é a utilização de um retentor de chama na pré-câmara para aumentar a turbulência do escoamento na câmara de combustão, aumentando a transferência de calor por convecção e a injeção de parafina líquida na direção da chama, e a utilização de um retentor de chama no pós-combustor, para melhorar a mistura de parafina e oxidante não queimados, facilitando a combustão.

BIBLIOGRAFIA

- 3e CGPM (1901), In: **3e Conférence Générale des Poids et Mesures**, Paris, 1901. Disponível em: < <http://www.bipm.org/en/CGPM/db/3/2/>>. Acesso em 17/08/2016
- ALTMAN, D. Hybrid rocket development history. In: 27 th Joint Propulsion Conference. **Proceedings...** Sacramento, CA, USA, 1991.
- ARNONI, L.V.; COSTA, F. S. Queima do polietileno com tetróxido de nitrogênio em um propulsor híbrido. In: III Workshop de Engenharia e Tecnologia Espaciais, 2012, São José dos Campos. **Anais ...**, São José dos Campos, SP. Brasil, 2012.
- BATH, A. **Performance characterization of complex fuel port geometries for hybrid rocket fuel grains**. 2012. Dissertation (Master of Science) – Utah State University, Mechanical and Aerospace Engineering Department, 2012. Disponível em: < <http://digitalcommons.usu.edu/etd/1381/>>. Acesso em 20/07/2016
- BERTOLDI, A. E. M. **Avaliação experimental da queima de parafina e óxido nítrico em motores híbridos**. Dissertação (Mestrado em Engenharia mecânica) - Universidade de Brasília, Brasília, 2007. Disponível em : < <http://repositorio.unb.br/handle/10482/2497>> . Acesso em 08/12/2016
- BETTNER, M.; HUMBLE, R.W. **Polyethylene and Hydrogen Peroxide Hybrid Testing at the United States Air Force Academy**. Final Report. Air Force Academy. COLORADO SPRINGS, CO, 1998.
- BORONOWSKY, K.M. **Non-homogeneous hybrid rocket fuel for enhanced regression rates utilizing partial entrainment**. Dissertação (Mestrado em Engenharia mecânica e Aeroespacial), San José University. EUA. 2011
- BOUGHABA, K.; HENDRICK, P.; LEBRUN, N.; LEFEBVRE, M.; VAN DE VELDE, C. Regression rate study in a small Hybrid Rocket Engine using N₂O/paraffin propellant. In: 9th National Congress on Theoretical and Applied Mechanics. **Proceedings...** Brussels, 9-10-11 May 2012
- BROWN, T. R.; LYDON, M. C. Testing of paraffin-based hybrid rocket fuel using hydrogen peroxide oxidizer. In: AIAA Region 5 Student Conference. **Proceedings...** Wichita, USA, 2005.

CAI, G.; ZHANG, Y.; WANG, P.; HUI, T.; ZHAO, S.; YU, N. Geometric effects of fuel regression rate in hybrid rocket motors. **Science China Technological Sciences**, v. 59, n. 5, p. 807-813, 2016

CÂMARA, G. Z.; INGLEZ, T. M. D. **Desenvolvimento e teste de combustível alternativo à base de parafina para motores de foguete a propelente híbrido**. Trabalho de Conclusão de Curso (Engenharia mecânica)-Universidade de Brasília, 2013 , Brasília. Disponível em :<
<http://bdm.unb.br/handle/10483/4852>> . Acesso em 08/12/2016

CANTWELL, B.; KARABEYOGLU, A.; AND ALTMAN, D. Recent advances in hybrid propulsion. **International journal of energetic materials and chemical propulsion**, Vol. 9, No. 4, 2010, pp. 305-326.

CHANDLER, A.; JENS. E.; CANTWELL, B, J.; HUBBARD, S.G.. Visualization of the liquid layer combustion of paraffin fuel for hybrid rocket applications. In: 48TH AIAA/ASME/SAE/ASEE JOINT Propulsion Conference & Exhibit. **Proceedings...**Atlanta,USA.2012.

Circulo.**Produtos/ Aquarelle**. Disponível em:
<<http://www.circulo.com.br/pt/produto/bordado/aquarelle>>2016, Brasil. Acesso em: 22/09/2016.

CONSTANTINE, M.T.; CAIN, E.F.C: **Hydrogen Peroxide Handbook**, Final Report, Air Force Rocket Propulsion Laboratory Research (AFRPL), Edwards, CA, 1967, p. 165.

CONTAIFER, R. A. **Desenvolvimento de uma bancada de testes de propulsores híbridos de baixo empuxo**. 2009. 191 p. (INPE-16229-TDI/1548). Dissertação (Mestrado em Propulsão e Combustão) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2009.

CONTAIFER, R.A.; ALBUQUERQUE , JR.J.; COSTA, F. S. Projeto de uma Bancada de Testes de Propulsores Híbridos. In: V Congresso Nacional de Engenharia Mecânica - CONEM 2008, 2008. **Proceedings...** Salvador, Brasil, 2008.

COSTA, F.S. **Tópicos avançados em combustão**. (Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2012). Curso de Engenharia e Tecnologias Espaciais. Notas de aula.

DAVIS Jr, N. S.; KEEFE, J. H. Concentrated Hydrogen Peroxide as a Propellant. **Industrial and Engineering Chemistry**, v.48, n.4, p. 745-748, April 1956.

DAVYDENKO, N. A.; GOLLENDER, R.G.; GUBERTOV A.M.; MIRONOV, V.V.; VOLKOV. N.N. Hybrid rocket engines: The benefits and prospects. **Aerospace science and technology**, v. 11, n. 1, p. 55-60, 2007

DELUCA, L. T., GALFETTI, L., MAGGI, F., COLOMBO, G., PARAVAN, C., REINA, A., DURANTI, E. An optical time-resolved technique of solid fuels burning for hybrid rocket propulsion. In: 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, **Proceedings...** San Diego, California, 2011.

DESAIN, J, D.; CURTISS, T,J.; METZLER, K, M.; BRADY, B, B. Testing Hypergolic Ignition of Paraffin Wax/LiAlH. In: 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. **Proceedings...** California, USA, 2010.

DILLON, S.; HAMINS, A. Ignition propensity and heat flux profiles of candle flames for fire investigation. **Fire Science Applications to Fire Investigations**, p. 363-376, 2003.

DOS SANTOS, L. M. C.; DE ALMEIDA, L. A. R.; DE MELLO FRAGA, A.; VERAS, C. A. G. Experimental Investigation of a Paraffin Based Hybrid Rocket. In:10th Brazilian Congress of Thermal Sciences and Engineering (ENCIT), **Proceedings...**Rio de Janeiro, Brasil, 2004.

EMMONS, H. W. The film combustion of liquid fuel. **Journal of Applied Mathematics and Mechanics/Zeitschrift für Angewandte Mathematik und Mechanik**, v. 36, n. 1-2, p. 60-71, 1956.

EVANS, B.; BOYER, E.; KUO, K.K. Hybrid rocket investigations at Penn State University's High Pressure Combustion Laboratory: Overview and recent results.In: 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Joint Propulsion Conferences, **Proceedings...**, Denver, Colorado, 2009.

EVANS, B.; FAVORITO, N.A.; KUO, K. K. Study of solid fuel burning-rate enhancement behavior in an X-ray translucent hybrid rocket motor.In: 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit Tucson, . **Proceedings...**, Arizona, USA, 2005.

FARBAR, E.; LOUWERS, J.; KAYA, T. Investigation of metallized and nonmetallized hydroxyl terminated polybutadiene/hydrogen peroxide hybrid rockets. **Journal of Propulsion and Power**, 23(2), 476-486. 2007.

FARNETTI, E.; MONTE, R.D.; KASPAR, J. **Homogeneous and heterogeneous catalyst**: Inorg. Bio-inorg. Chem., II, 2004.

GALFETTI, L.; MEROTTO, L.; BOIOCCHI, M.; MAGGI, F.; DELUCA, L. T. Experimental investigation of paraffin-based fuels for hybrid rocket propulsion. In: Progress in Propulsion Physics (Vol. 4, pp. 59-74). EDP Sciences. . **Proceedings...**, Milão, Itália, 2013.

GEORGE, P.; KRISHNAN, S.; VARKEY, P. M.; RAVINDRAN, M.; RAMACHANDRAN, L. Fuel regression rate in hydroxyl-terminated-polybutadiene/gaseous-oxygen hybrid rocket motors. **Journal of Propulsion and Power**, 17(1), 35-42. 2001.

GHASSEMI, H.; MEIBODY, M. N. P.; LAKEH, K. S. Experimental investigation on the hybrid motor using HTPB/AP composite fuel and hydrogen peroxide oxidizer. **Journal of Aerospace Engineering**, v. 229, n. 7, p. 1171-1182, 2014.

GOMES, S. R.; JUNIOR, L. R.; ROCCO, J. A. F. F.; IHA, K. Experimental Study of Polyurethane-Based Fuels with Addition of Paraffin and Aluminum for Hybrid Rocket Motors. **Journal of Aerospace Technology and Management**, 5(3), 279-286, 2013

GOMES, S. R.; JUNIOR, L. R.; ROCCO, J. A. F. F.; IHA, K. Experimental Study of Polyurethane-Based Fuels with Addition of Paraffin and Aluminum for Hybrid Rocket Motors. **Journal of Aerospace Technology and Management**, 5(3), 279-286. 2013

GONÇALVES, S. C. S. **Fabricação e Avaliação de Desempenho de Combustível à base de Parafina e Cera Vegetal para Motor Foguete a Propelentes Híbridos**. Dissertação de Mestrado, Publicação ENM.DM-209A/13, Departamento de Engenharia Mecânica, Universidade de Brasília, Brasília/DF, 72p, 2013. Disponível em :<
<http://repositorio.unb.br/handle/10482/17502>> . Acesso em 08/12/2016

GOUVÊA, L. H.; VIEIRA, R.; COSTA, F. S. Performance de propulsores híbridos utilizando parafina e peróxido de hidrogênio. In: CONGRESSO NACIONAL DE ENGENHARIA MECÂNICA, CONEM, 4. **Anais...** Recife, Brasil, 2006.

GOUVÊA, L.H.; VIEIRA, R.; COSTA, F.S., 2014. Investigação teórica do desempenho propulsivo de propelentes híbridos. In; Congresso Nacional de Engenharia Mecânica (CONEM). **Anais**, Uberlandia, Brasil, 2014.

GOUVÊA, L.H. **Análise de desempenho de um motor híbrido utilizando parafina e peróxido de hidrogênio como propelentes**. 2007. 167 p. (INPE-15389-TDI/1406). Dissertação (Mestrado em Combustão e Propulsão) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos, 2007. Disponível em :< <http://mtc-m16b.sid.inpe.br/col/sid.inpe.br/mtc-m17@80/2007/05.18.12.48/doc/publicacao.pdf> > . Acesso em 08/12/2016

GREATRIX, D. R. Regression rate estimation for standard-flow hybrid rocket engines. **Aerospace Science and Technology**, Canada, 13(7), 358-363, 2009.

GREENE, B.; BAKER, D. L.; FRAZIER, W. **Hydrogen peroxide accidents and incidents: What we can learn from history**. Nasa Technical Report ,2005

GREINER, B.; FREDERICK JR, R. A. **Results of lab scale hybrid rocket motor investigation**. In: Joint Propulsion Conference and Exhibit. **Proceedings...Huntsville, AL, USA**, 1992.

GUERREIRO, P, P, de O, A. **Preliminary study of a hybrid rocket**. 2013. Dissertação (Mestrado em Engenharia mecânica) - Instituto Superior Técnico, Portugal. 2013. Disponível em :< https://fenix.tecnico.ulisboa.pt/downloadFile/395145556547/Tese_48751.pdf> . Acesso em 08/12/2016

HAGEN, J. **Industrial catalysis: a practical approach**. John Wiley & Sons, 2015.

HAN, J. S.; ROWELL, J. S. **Chemical composition of fibers**. Paper and composites from agro-based resources, p. 83-134, 1997.

HEISTER, S. D. Modeling primary atomization processes. In: 34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, **Proceedings...**, Cleveland, OH. 1998.

HENNEMANN, L. **Estudo teórico-experimental de um propulsor monopropelente a óxido nitroso usando catalisador de ródio suportado** .2015. 149p.Tese (Doutorado em Engenharia e Tecnologia Espaciais / Combustão e Propulsão) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), Cachoeira Paulista, 2015. Disponível em: <mctm21b.sid.inpe.br/col/sid.inpe.br/mctm21b/2015/01.21.13.17/doc/publicacao.pdf>. Acesso em: 18 de abril de 2016.

HERDY, R. Nitrous oxide/hydrocarbon fuel advanced chemical propulsion: DARPA contract overview. In: 17th Annu. Thermal Fluids Anal. Workshop, **Proceedings...**, Huntsville, AL, USA, 2006.

INCROPERA, F. P.; AND DEWITT, D. P., **Fundamentals of Heat and Mass Transfer**, 3rd ed., Wiley, NewYork, 1990

KANG, S.; LEE, D., LEE, E.; KWON, S. Design and performance evaluation of hybrid rocket using 95 wt.% H₂O₂. In: *52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference* , **Proceedings...** Salt Lake City, UT, USA, 2016.

KAPPENSTEIN, C.; PIRAULT-ROY,L.; GUÉRIN,M.; WAHDAN, T.; ALI, A. A.; AL-SAGHEER, F. A.; ZAKI, M.I. Monopropellant decomposition catalysts: Thermal decomposition and reduction of permanganates as models for the preparation of supported MnOx catalysts. **Applied Catalysis A General**, v. 234, p. 145- 153, 2002.

KARABEYOGLU, A.; ZILLIAC, G.; CANTWELL, B.J.; DEZILWA, S.; CASTELLUCCI, P. Scale-up tests of high regression rate liquefying hybrid rocket fuels. In: Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, **Proceedings...** Nevada, USA, 2003.

KARABEYOGLU, M. A.; CANTWELL, B. J.; B., ZILLIAC, G. Development of Scalable Space-Time Averaged Regression Rate Expressions for Hybrid Rockets, In: 41st AIAA/ASME/ASEE Joint Propulsion Conference, **Proceedings...** Tucson, AZ, USA, 2005.

KARABEYOGLU, M. A.; ZILLIAC, G.; CASTELLUCCI, P.; URBANCZYK, P.; STEVENS, J.; INALHAN, G.; CANTWELL, B. J. **Development of high-burning-rate hybrid-rocket-fuel flight demonstrators**. AIAA Paper, 5196, 2003.

KARABEYOGLU, M. A.; CANTWELL, B. J.; ALTMAN, D. Development and testing of paraffin-based hybrid rocket fuels. In: 37th IAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, **Proceedings...** Salt Lake City, Utah, 2001.

KENNETH, K. K.K.; MARTIN, J. C. Review of Solid-Fuel Regression Rate Behavior in Classical and Nonclassical Hybrid Rocket Motors, **Fundamentals of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion**, **Progress in Astronautics and Aeronautics**, pp. 37-126.2006

KORTING, P. A. O. G.; SCHÖYER, H. F. R.; TIMNAT, Y. M. Advanced hybrid rocket motor experiments. **Acta Astronautica**, v. 15, n. 2, p. 97-104, 1987.

KRISHNAN, S. Developments and challenges in hybrid rocket propulsion, In: 6th Asia Pacific International Symposium on Combustion and Energy Utilization, **Proceedings...**, Kuala Lumpur, Malaysia, 2002.

KUENTZMANN, P.; DEMARAIS, J. C.; CAUTY, F. Ultrasonic measurements of solid propellant burning rate, **La Recherche Aérospatiale**, No.1979-1, pp.55-72, 1979.

KUMAR, C. P.; KUMAR, A.. Effect of swirl on the regression rate in hybrid rocket motors. **Aerospace Science and Technology**, 29(1), 92-99, 2013.

LACAVA, P.T.; BARROS, T.de M. Protótipo de motor foguete movido a propelente híbrido. In: XVI Encontro de Iniciação Científica e Pós-Graduação do ITA – XVI ENCITA / 2010. **Proceedings...**, São José dos Campos, SP, Brasil, 2010.

LEE, C. Internal Flow Dynamics and Regression Rate in Hybrid Rocket Combustion. **International Journal Aeronautical and Space Sciences**, v. 13, n. 4, p. 507-514, 2012.

LEE, S.L; LEE, C.W. **Performance characteristics of silver catalyst bed for hydrogen peroxide**. *Aerospace Science and Technology*, v. 13, n. 1, p. 12-17, 2009.

LEE, T. S.; TSAI, H. L. Combustion Characteristics of a Paraffin-Based Fuel Hybrid Rocket. In 9th Asia-Pacific International Symposium on Combustion and Energy Utilization (pp. 2-6), **Proceedings...** 2008.

LEE, T.S.; TSAI, H.L, Fuel regression rate in a paraffin-HTPB /gaseous-oxygen hybrid rocket. In: The 5th Taiwan-Indonesia Workshop on Aeronautical Science, Technology and Industry, **Proceedings...** Taiwan, 2006.

LEE, T.S.; TSAI, H.L. Fuel regression rate in a paraffin-HTPB nitrous oxide hybrid rocket, In: 7th Asia-Pacific Conference on Combustion, 2009, **Proceedings...** Taipei, Taiwan v. 24, p. 27.

LESTRADE, J.Y. **Modélisation de la régression des combustibles liquéfiables dans un moteur hybride**. 2012. Tese de Doutorado. Toulouse, ISAE. Disponível em :< www.theses.fr/2012ESAE0039.pdf> . Acesso em 08/12/2016

XINTIAN,L.; HUI,T.; GUOBIAO,C. Numerical analysis of fuel regression rate distribution characteristics in hybrid rocket motors with different fuel

types. **Science China Technological Sciences**, v. 56, n. 7, p. 1807-1817, 2013.

LOHNER, K.; DYER, J.; DORAN, E.; DUNN, Z.; ZILLIAC, G. Fuel regression rate characterization using a laboratory scale nitrous oxide hybrid propulsion system. In Proc. 42nd AIAA Joint Propulsion Conference and Exhibit, **Proceedings...** Sacramento, CA. 2006

MAIA, F. F. **Novo catalisador para decomposição de peróxido de hidrogênio em micropropulsores de satélites**. 2012. 119 p. (sid.inpe.br/mtc-m19/2012/04.04.21.02-TDI). Dissertação (Mestrado em Propulsão e Combustão) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2012. Disponível em :< <http://mtc-m16d.sid.inpe.br/col/sid.inpe.br/mtc-m19/2012/04.04.21.02/doc/publicacao.pdf>> . Acesso em 08/12/2016

MAIA, F.F.; GOUVEA, L.H.; PEREIRA, L.G.F.; VIEIRA, R.; COSTA, F. S. Development and optimization of a catalytic thruster for hydrogen peroxide decomposition. **Journal of Aerospace Technology and Management** (Online), v. 6, p. 61-67, 2014.

MAIA, F.F.; PEREIRA, L.G.F.; GOUVEA, L. H.; COSTA, F. S.; Vieira, R. CoMn-Based oxides as bulk catalyst for rocket-grade hydrogen peroxide decomposition. **Journal of Propulsion and Power (Print)**, v. 30, p. 309-313, 2014.

MARXMAN, G. A. Combustion in the turbulent boundary layer on a vaporizing surface. In Symposium (International) on Combustion (Vol. 10, No. 1, pp. 1337-1349). **Proceedings...** Sunnyvale, CA, USA, 1965

MARXMAN, G.; GILBERT, M. Turbulent boundary layer combustion in the hybrid rocket, In: 9th Symposium (International) on Combustion, **Proceedings...** 1963

MARXMAN, G.A.; WOOLDRIDGE, C.E.; MUZZY, R.J. Fundamentals of hybrid boundary layer combustion. In: Heterogeneous Combustion Conference, Meeting Paper Archive. **Proceedings...** Palm Beach, FL, U.S.A, 1963.

MCBRIDE, B.J.; GORDON, S. **Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and applications**, II-Users Manual and program description, NASA-RP-1311, 1996.

MEROTTO, L.; BOIOCCHI, M.; MAZZETTI, A.; MAGGI, F.; GALFETTI, L.; DE LUCA, L. Characterization of a family of paraffin-based solid fuels. In: 4th

European Conference for Aerospace Sciences (EUCASS), **Proceedings...** Saint Petersburg, Russia, 2011.

MIRANDA, A. N.; VIEIRA, R. ; PEREIRA, L. G. F. Síntese de catalisadores mássicos para decomposição do monopropelente peróxido de hidrogênio. In: XXII Congresso Nacional dos Estudantes de Engenharia Química, **Proceedings...** Salvador, Bahia, Brasil, 2013.

MOORE, G. E.; DRISCOLL, D. H.; BERMAN, K., **A Hybrid Rocket Propellant System: 90-Percent Hydrogen Peroxide/Solid Fuel; Part II**, General Electric, Schenectady, N. Y., Technical Report R53A0509, July 1954.

NAKAGAWA, I.; HIKONE, S. Study on the regression rate of paraffin-based, **Journal of propulsion and power**, Vol 27, No 6, Nov-Dez 2011

NIST-National Institute of Standards and Technology. **EICOSANE**. Disponível em: <<http://webbook.nist.gov/cgi/cbook.cgi?ID=C112958&Units=SI>>. Acesso em 20 Fev. 2016 .

OKAMOTO, S. **Desenvolvimento de materiais catalíticos para decomposição do N₂O para aplicações aeroespaciais**. 2015. 125 p. (sid.inpe.br/mtc-m21b/2015/10.26.10.56-TDI). Tese (Doutorado em Ciência e Tecnologia de Materiais e Sensores) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos, 2015. Disponível em: <<http://urlib.net/8JMKD3MGP3W34P/3KFLBBP>>. Acesso em: 22 jun. 2016.

PAL, Y.; BASKAR, J.; MURUGESAN, S. Testing of Paraffin-based Hybrid Rocket Fuel using Gaseous Oxygen Oxidiser. **Defence Science Journal**, 62(5), 277-283, 2012

PASTRONE, D. Approaches to low fuel regression rate in hybrid rocket engines. **International Journal of Aerospace Engineering**, v. 2012, 2012.

PATNALA, S.; CHATTARAJ, T.; JOSHI, P. C. Combustion studies on paraffin wax in gaseous oxygen and nitrous oxide. **Journal of Engineering & Applied Sciences**, 7(7), 2012.

PELLETIER, N. **Etude des Phenomenes de Combustion dans un Propulseur Hybride Modélisation et Analyse Experimentale de la Regression des Combustibles Liquefiables**, Ph.D. thesis, Université de Toulouse, Toulouse, France, 2009. Disponível em: <www.theses.fr/2012ESAE0039.pdf>. Acesso em: 08/12/2016.

PEREIRA, L,G,F. **Desenvolvimento de materiais catalíticos à base de óxidos mistos para a decomposição do monopropelente peróxido de hidrogênio**. 2014. Dissertação (Mestrado em Materiais Metálicos, Cerâmicos e Poliméricos) - Escola de Engenharia de Lorena, Universidade de São Paulo, Lorena, 2014. Disponível em: <<http://www.teses.usp.br/teses/disponiveis/97/97134/tde-24072014-152509/>>. Acesso em: 2016-04-15.

PEROXIDE PROPULSION. **The history of hydrogen peroxide propulsion. Desenvolvido por Peroxide Propulsion**. Sweden. 2003-2008. Disponível em <<http://www.peroxidepropulsion.com/article/2>> Acesso em: 08/12/2016.

PETROBRAS - **Industrial Paraffin, electronic folder**. Disponível em <<http://www.br.com.br/wps/portal/portalconteudo/produtos/quimicos/parafinas>> Acesso em: 8/12/2016.

PIRAULT-ROY, L., KAPPENSTEIN, C., GUÉ, M., RIN, ELOIRDI, R., & PILLET, N. Hydrogen peroxide decomposition on various supported catalysts effect of stabilizers. **Journal of Propulsion and Power**, 18(6), 1235-1241. 2002.

PLATT, KYLE I. **Design And Fabrication Of A Full-featured Labscale Hybrid Rocket Engine**. 2002. Master Dissertatation. University of Central Florida Orlando, Florida. Disponível em <http://etd.fcla.edu/CF/CFE0000972/Platt_Kyle_I_200605_MS.pdf > Acesso em: 08/12/ 2016.

PUTNAM, S. G. **Investigation of non-conventional bio-derived fuels for hybrid rocket motors**. Thesys Presented for the Doctor of Philosophy Degree. University of Tennessee. noxville. 2007

RAMOS, T.S.; COSTA, F. S. Investigação Teórica de um Resistojato Catalítico Usando Peróxido de Hidrogênio como Propelente. In: XII SIGE - Simpósio de Aplicações Operacionais em Áreas de Defesa, **Proceedings...** São José dos Campos. Anais do XII SIGE, 2010.

RIBEIRO, M. V. F.; JUNIOR, P. C. G. Hybrid Rocket Motors Propellants: A Historical Approach. In: 21th International Congress of Mechanical Engineering, COBEM, 2011, **Proceedings...** Natal, RN, Brasil.

HUMBLE, R.W.; HENRY, G. N.; WILEY, J. **Space Propulsion Analysis and Design**. Larson Space Propulsion Analysis and Design, 1995

SAKOTE, R.; YADAV, N.; KARMAKAR, S.; JOSHI, P. C.; CHATTERJEE, A. K. Regression Rate Studies of Paraffin Wax vs HTPB Hybrid Fuels Using Swirl Injectors. **Propellants, Explosives, Pyrotechnics**, 39(6), 859-865, 2010

SALVADOR, C. A. V.; NETTO, D.B.; COSTA, F. S. Preparation and Testing of Paraffin Grains for Hybrid Rockets. In: 19th International Congress of Mechanical Engineering, **Proceedings...** Brasília, DF, Brasil, 2007.

SALVADOR, C. A. V. **Investigação experimental de um propulsor híbrido para satélites e veículos espaciais usando parafina e N₂O₄ como propelentes**. 2009. 178 p. (INPE-15755-TDI/1498). Tese (Doutorado em Propulsão e Combustão) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2009. Disponível em < <http://mtc-m16c.sid.inpe.br/col/sid.inpe.br/mtc-18@80/2009/03.19.07.52/doc/publicacao>. > Acesso em: 08/12/ 2016.

SALVADOR, Cesar Addis Valverde; NETTO, Demétrio Bastos; DE SOUZA COSTA, Fernando. PRODUCTION AND TESTING OF PARAFFIN GRAINS FOR HYBRID ROCKETS. In: 19th International Congress of Mechanical Engineering. **Proceedings...** Brasilia, DF, Brasil, 2007.

SANTOS, G. P. **Experimental evaluation of hybrid propulsion Rocket engine operating with paraffin fuel grain and gaseous oxygen**. 2014. Tese (Doutorado em Engenharia Mecânica) – Instituto Tecnológico da Aeronáutica-ITA 2014

SANTOS, G. P.; Pedreira, S. M.; Lacava, P. T. Physical property and carbon black distribution impact on propulsion efficiency of paraffin-based fuel. In: ASME 2012 International Mechanical Engineering Congress and Exposition (pp. 529-541). **Proceedings...** Houston, Texas, USA, 2012.

SANTOS, L. M. C.; CONTAIFER, R.; BERTOLDI, A.; DE MEDEIROS, É. G.; DE SOUSA, L. C. P. C.; BORGES, A.; VERAS, C. A. G. Regression rate studies of a paraffin-based hybrid rocket. In: International Congress of Mechanical Engineering. **Proceedings...** Ouro Preto, MG, Brasil, 2005.

SANTOS, L. M. C.; DE ALMEIDA, L. A. R.; DE MELLO FRAGA, A.; VERAS, C. A. G. Experimental investigation of a paraffin based hybrid rocket. In: 10th Brazilian Congress of Thermal Sciences and Engineering. **Proceedings...** Rio de Janeiro, RJ, Brasil, 2004.

SCHUMB, W. C.; SATTERFIELD, C. N.; WENTWORTH, R. L. **Hydrogen peroxide**. 1955, New York: Reinhold Publishing Corporation, 759.p

SHAN, F.; HOU, L.; PIAO, Y. Combustion performance and scale effect from N₂O/HTPB hybrid rocket motor simulations. **Acta Astronautica**, v. 85, p. 1-11, 2013.

SOARES, T.G.S. **Apostila de catálise**. (Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2011). Curso de Engenharia e Tecnologias Espaciais

SPG: Advancing propulsion & energy, hybrid rockets history. Disponível em: <http://www.spg-corp.com/News_12.php>2012 Palo Alto, California. Acesso em: 31/03/2016

SUTTON, G. P. **Rocket propulsion elements: An introduction to the Engineering of rockets**. New York: Wiley, 1992.

TSUJIKADO, N.; ISHIHARA, A. **90% Hydrogen peroxide/Polyethylene Solid Fuel Hybrid Rocket Engine**. AIAA Paper 005-4091. July 10-13 2008

VÁSQUEZ, R. A.; COSTA, F.S. **Desenvolvimento de um injetor centrífugo dual para biocombustíveis líquidos**, Dissertação (Mestrado em combustão e propulsão), Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, SP, Brasil), 2011. Disponível em < <http://mtc-m16d.sid.inpe.br/col/sid.inpe.br/mtc-m19/2011/03.21.19.00/doc/publicacao.pdf>> Acesso em: 08/12/ 2016

VENUGOPAL, S; RAJESH, K. K.; RAMANUJACHARI, V. Hybrid rocket technology. **Defence Science Journal**, v. 61, n. 3, p. 193-200, 2011.

VENUGOPAL, S; RAMANUJACHARI, V.; RAJESH, K. K. Design and Testing of Lab-scale Red Fuming Nitric Acid/Hydroxyl-terminated Polybutadiene Hybrid Rocket Motor for Studying Regression Rate. **Defence Science Journal**, v. 61, n. 6, p. 515-522, 2011.

VIEGAS, F.L.; SALEMI, L.C. **Projeto e construção de uma bancada de testes estáticos de propulsores e de um propulsor híbrido**. Trabalho de conclusão de curso (Graduação em Engenharia Mecânica) - Faculdade de Tecnologia, Departamento de Engenharia Mecânica, UnB, Brasília, DF, 2000. Disponível em < http://ftp.demec.ufpr.br/CFD/projetos/cfd19/projeto_submetido_a_CAPES/UnB.pdf> Acesso em: 08/12/ 2016

WALTER, H. Experience With the Application of Hydrogen Peroxide for Production of Power. **Jet Propulsion**, v.24, p. 166-171, May-June 1954

WERNIMONT, E.; VENTURA, M.; GARBODEN, G.; MULLENS, P. Past and Present Uses Of Rocket Grade. In: International Hydrogen Peroxide Propulsion Conference, **Proceedings...** West Lafayette, USA, 1999.

WILIAMS, G.; MACKLIN, F.; SARIGUL-KLIJN, M.; SARIGUL-KLIJN, N.; BENSON, J. Almost There: responsive space. In: Responsive Space Conference, **Proceedings....** Los Angeles, USA, 2004.

WILLIAMS G. C.; SATTERFIELD C. N., Calculation of adiabatic decomposition temperatures of aqueous hydrogen peroxide American Institute of Aeronautics and Astronautics Solutions, **Journal of American Rocket Society**, Vol. 22, No 3, PP70-77, March-April 1952.

WOOLDRIDGE, C. E.; MUZZY, R. J. Measurements in a turbulent boundary layer with porous wall injection and combustion. In: Symposium (International) on Combustion (Vol. 10, No. 1, pp. 1351-1362) **Proceedings...** Sunnyvale, CA, USA, 1965.

WOSCHNAK, A.; KREJCI, D.; SCHIEBL, M.; SCHARLEMANN, C. Development of a green bipropellant hydrogen peroxide thruster for attitude control on satellites. In Progress in Propulsion Physics (Vol. 4, pp. 689-706). **Proceedings...**, Houston, TX, USA, 2013.

YUASA, S.; IDE, T.; MASUGI, M.; SAKURAI, T.; SHIRAISHI, N.; SHIMADA, T. Visualization and emission spectra of flames in combustion chamber of swirling-oxidizer-flow-type hybrid rocket engines. **Journal of Thermal Science and Technology**, 6(2), 268-277, 2011

ZAKIROV, V.; SWEETING, M.; LAWRENCE, T.; An update on surrey nitrous oxide catalytic decomposition research. In: AIAA/USU CONFERENCE ON SMALL SATELLITES, **Proceedings...** Logan, Utah, USA, 2001.

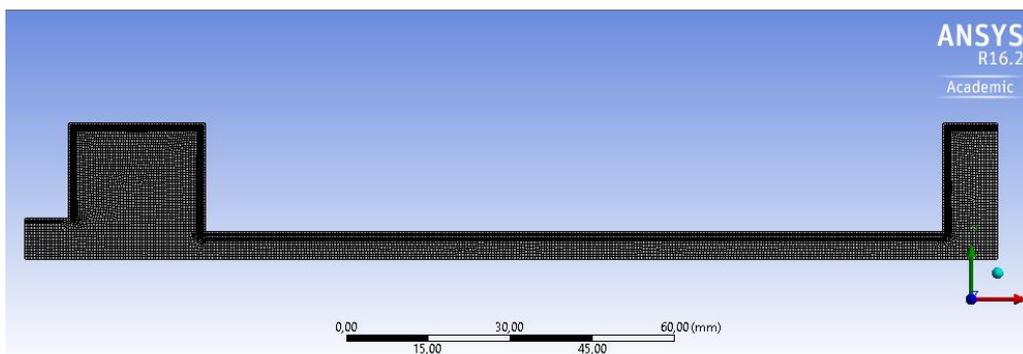
ZENG, W. R.; LI, S. F.; CHOW, W. K. Preliminary studies on burning behavior of polymethylmethacrylate (PMMA). **Journal of fire sciences**, v. 20, n. 4, p. 297-317, 2002.

ZILLIAC, G.; KARABEYOGLU, M. A. Hybrid rocket fuel regression rate data and modeling. **AIAA Paper**, 4504, 2006

ZILWA, S. D.; ZILLIAC, G.; REINATH, M.; KARABEYOGLU, A. Time-resolved fuel-grain port diameter measurement in hybrid rockets. **Journal of propulsion and power**, 20(4), 684-689, 2004

APÊNDICE A – Dados da geometria, malha e configuração do solver empregado na simulação numérica computacional do escoamento na câmara de testes.

A seguir seguem os dados detalhados da geometria, malha e configurações utilizadas para a simulação de escoamento na câmara de combustão, tanto com escoamento de O₂ puro quanto para H₂O₂ (90%).



Units

Unit System	Metric (mm, t, N, s, mV, mA) Degrees rad/s Célsius
Angle	Degrees
Rotational Velocity	rad/s
Temperature	Célsius

Named Selections

Object Name	<i>Grao</i>	<i>Inlet</i>	<i>Outlet</i>	<i>Parede</i>	<i>Simetria</i>
State	Fully Defined				

Geometry

Object Name	<i>Geometry</i>
State	Fully Defined
Type	DesignModeler

Length Unit	Meters
2D Behavior	Plane Stress
Length X	178, mm
Length Y	25, mm
Volume	1610, mm ³
Surface Area(approx.)	1610, mm ²
Scale Factor Value	1,
Bodies	1
Active Bodies	1
Nodes	9503
Elements	9060
Mesh Metric	None
Parameters	Yes
Parameter Key	DS
Attributes	No
Named Selections	No
Material Properties	No
Use Associativity	Yes
Coordinate Systems	No
Reader Mode Saves Updated File	No
Use Instances	Yes
Smart CAD Update	No
Compare Parts On Update	No
Attach File Via Temp File	Yes
Analysis Type	2-D
Decompose Disjoint Geometry	Yes
Enclosure and Symmetry Processing	No

Geometry Parts

Object Name	<i>Surface Body</i>
State	Meshed
Visible	Yes
Transparency	1
Suppressed	No
Coordinate System	Default Coordinate System
Thickness	1, mm

Thickness Mode	Refresh on Update
Reference Frame	Lagrangian
Fluid/Solid	Fluid
Length X	178, mm
Length Y	25, mm
Volume	1610, mm ³
Centroid X	77,106 mm
Centroid Y	7,9814 mm
Centroid Z	0, mm
Surface Area(approx.)	1610, mm ²
Nodes	9503
Elements	9060
Mesh Metric	None

Mesh

Object Name	<i>Mesh</i>
State	Solved
Defaults	
Physics Preference	CFD
Solver Preference	Fluent
Relevance	0
Sizing	
Use Advanced Size Function	On: Curvature
Relevance Center	Coarse
Initial Size Seed	Active Assembly
Smoothing	Medium
Span Angle Center	Fine
Curvature Normal Angle	Default (18,0 °)
Min Size	Default (8,9593e-002 mm)
Max Face Size	Default (8,95930 mm)
Max Size	Default (17,9190 mm)
Growth Rate	Default (1,20)
Minimum Edge Length	2,50 mm
Inflation	
Use Automatic Inflation	None
Inflation Option	Smooth Transition

Transition Ratio	0,272
Maximum Layers	2
Growth Rate	1,2
Inflation Algorithm	Pre
View Advanced Options	No
Patch Independent Options	
Topology Checking	No
Advanced	
Number of CPUs for Parallel Part Meshing	Program Controlled
Shape Checking	CFD
Element Midside Nodes	Dropped
Straight Sided Elements	
Number of Retries	0
Extra Retries For Assembly	Yes
Rigid Body Behavior	Dimensionally Reduced
Mesh Morphing	Disabled
Statistics	
Nodes	9503
Elements	9060
Mesh Metric	None
Mesh Quality	
Minimum Orthogonal Quality	5.84578e-01
Maximum Ortho Skew	3.45482e-01
Maximum Aspect Ratio	5.49599e+00

Fluent	
Version: 2d, dp, pbns, ske (2d, double precision, pressure-based, standard k-epsilon)	
Release: 16.2.0	
Model	Settings
Space	2D
Time	Steady
Viscous	Standard k-epsilon turbulence model
Wall Treatment	Enhanced Wall Treatment
Heat Transfer	Enabled
Solidification and Melting	Disabled

Radiation	None
Species	Disabled
Coupled Dispersed Phase	Disabled
NOx Pollutants	Disabled
SOx Pollutants	Disabled
Soot	Disabled
Mercury Pollutants	Disabled

Boundary Conditions		
Name	id	type
Simetria	10	symmetry
Inlet	7	mass-flow-inlet
grao	6	wall
outlet	8	pressure-outlet
parede	9	wall
INLET	Escoamento não reativo de O₂ Frio	Escoamento não reativo de H₂O₂ Frio
Condition	Value	Value
Reference Frame	0	0
Mass Flow Specification Method	1	1
Mass Flow Rate (kg/s)	1	1
Mass Flux (kg/m ² -s)	2.8	6.66
Average Mass Flux (kg/m ² -s)	1	1
Upstream Torque Integral (n-m)	1	1
Upstream Total Enthalpy Integral (w/m ²)	1	1
Total Temperature (k)	298	650
Supersonic/Initial Gauge Pressure (pascal)	0	0

Solver Settings	
Flow	yes
Turbulence	yes
Energy	yes

Relaxation	
Variable	Relaxation Factor

Pressure	0.3
Density	1
Body Forces	1
Momentum	0.7
Turbulent Kinetic Energy	0.8
Turbulent Dissipation Rate	0.8
Turbulent Viscosity	1
Energy	1

Pressure-Velocity Coupling	
Parameter	Value
Type	SIMPLE

Discretization Scheme	
Variable	Scheme
Pressure	Second Order
Density	Second Order Upwind
Momentum	Second Order Upwind
Turbulent Kinetic Energy	First Order Upwind
Turbulent Dissipation Rate	First Order Upwind
Energy	Second Order Upwind