



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

sid.inpe.br/mtc-m21b/2017/05.23.03.35-TDI

## **PROPULSOR HÍBRIDO COMPACTO DE QUEIMA DUAL E INJEÇÃO VORTICAL USANDO PARAFINA E ÓXIDO NITROSO**

Roger Apaza Vasquez

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 30 de maio de 2017.

URL do documento original:

<<http://urlib.net/8JMKD3MGP3W34P/3NU527P>>

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

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 Duca 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/2017/05.23.03.35-TDI

## **PROPULSOR HÍBRIDO COMPACTO DE QUEIMA DUAL E INJEÇÃO VORTICAL USANDO PARAFINA E ÓXIDO NITROSO**

Roger Apaza Vasquez

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 30 de maio de 2017.

URL do documento original:

<<http://urlib.net/8JMKD3MGP3W34P/3NU527P>>

INPE  
São José dos Campos  
2017

Dados Internacionais de Catalogação na Publicação (CIP)

---

Apaza Vasquez, Roger.

Ap13p Propulsor híbrido compacto de queima dual e injeção vortical usando parafina e óxido nitroso / Roger Apaza Vasquez. – São José dos Campos : INPE, 2017.

xxx + 127 p. ; (sid.inpe.br/mtc-m21b/2017/05.23.03.35-TDI)

Tese (Doutorado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Combustão e Propulsão) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2017.

Orientador : Dr. Fernando de Souza Costa.

1. Propulsão híbrida. 2. Parafina. 3. Óxido nitroso. I.Título.

CDU 629.7.03:661.98

---



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/).

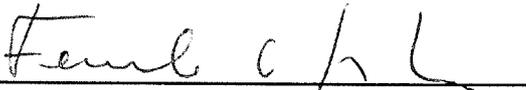
Aluno (a): **Roger Apaza Vasquez**

**"PROPULSOR HÍBRIDO COMPACTO DE QUEIMA DUAL E INJEÇÃO VORTICAL USANDO PARAFINA E ÓXIDO NITROSO"**

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**

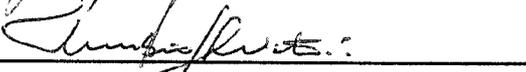
Dr. Fernando de Souza Costa

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

Dr. Rodrigo Intini Marques

  
\_\_\_\_\_  
Membro da Banca / INPE / Cachoeira Paulista - SP

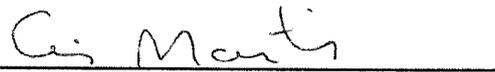
Dr. Turibio Gomes Soares Neto

  
\_\_\_\_\_  
Membro da Banca / INPE / Cachoeira Paulista - SP

Dr. Pedro Teixeira Lacava

  
\_\_\_\_\_  
Convidado(a) / ITA/DCTA / SJCampos - SP

Dra. Cristiane Aparecida Martins

  
\_\_\_\_\_  
Convidado(a) / ITA / SJCampos - SP

**Este trabalho foi aprovado por:**

( ) maioria simples

unanimidade

**São José dos Campos, 30 de maio de 2017**



*“O saber a gente aprende com os mestres e os livros. A sabedoria se aprende é com a vida e com os humildes”.*

*Anônimo*



## **AGRADECIMENTOS**

Ao meu orientador, Dr. Fernando de Souza Costa, por todo o apoio, compreensão e confiança na minha formação como pesquisador.

À minha mãe pelo carinho e pelo apoio nos momentos difíceis.

À minha namorada Alexandria Saravia Nava pela paciência e apoio para que eu não desistisse do curso de doutorado.

Aos amigos Luis Thiago Paolicchi, Gustavo Fischer, Maycol Vargas, Jhonatan Aguirre, Luiz Carlos Roldan e Daimer Ospina que sempre torciam para que tudo desse certo.

Ao José Carlos de Andrade pela amizade, paciência, dedicação e pelo apoio em todos os ensaios realizados nesta pesquisa.

À empresa Cabot, pelo fornecimento do negro de fumo, à empresa Solven, pelo fornecimento da cera de parafina, e à empresa Bandeirantes Brazmo, pelo fornecimento do dispersante, usados na preparação dos grãos de combustível.

À Capes pela bolsa de doutorado fornecida.

Aos colegas da Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais do INPE de Cachoeira Paulista.



## RESUMO

A tecnologia de propulsores híbridos é considerada uma das mais promissoras no campo da propulsão espacial devido às suas características de segurança, flexibilidade operacional, armazenabilidade, baixo custo e possibilidade de reignição. No entanto, propelentes híbridos apresentam taxas de regressão do grão propelente relativamente baixas e o empuxo fornecido pode variar significativamente durante a queima. O presente trabalho concentra-se no estudo do comportamento e no desenvolvimento de um propulsor híbrido compacto de queima dual e de injeção vortical. Este sistema é caracterizado por uma geometria com uma relação comprimento/diâmetro (L/D) menor que 1. Dois grãos de combustível em forma de disco limitam o volume da câmara de combustão e ambos apresentam um canal central. Um canal é utilizado para posicionar o bico do sistema de ignição, enquanto o outro canal permite o escoamento de gases quentes para a saída da tubeira. O oxidante é injetado tangencialmente gerando um vórtice dentro da câmara de combustão. Os testes foram realizados com cera de parafina dopada com negro de fumo e óxido nítrico gasoso, como combustível e oxidante, respectivamente. Essa configuração proporciona uma área de queima do combustível constante e um incremento da taxa de regressão em relação aos propulsores híbridos convencionais, permitindo um melhor desempenho propulsivo e menor variação do empuxo. A taxa de regressão experimental foi ajustada pela curva  $\dot{r} = 1,5 \times 10^{-4} G_{ox}^{0,7339}$  m/s, mostrando que o escoamento vortical gerado aproximadamente dobra a taxa de regressão da parafina com óxido nítrico obtida em um propulsor híbrido convencional.

Palavras-chave: Propulsão híbrida. Parafina. Óxido nítrico.



# COMPACT HYBRID THRUSTER OF DUAL FIRING AND VORTICAL INJECTION USING PARAFFIN AND NITROUS OXIDE

## ABSTRACT

Hybrid propellant technology is considered one of the most promising in the field of space propulsion due to its safety features, operational flexibility, storability, low cost and possibility of reignition. However, hybrid propellants present relatively low grain regression rates and the thrust provided can vary significantly during firing. The present work focuses on the study of the behavior and the development of a compact hybrid thruster of dual firing and vortical injection. This system is characterized by a geometry with length / diameter (L / D) ratio less than 1. Two disc-shaped fuel grains limit the volume of the combustion chamber and both feature a central channel. One of them is used to position the nozzle of the ignition system, while the other channel allows the flow of hot gases to the nozzle exit. The oxidant is injected tangentially into a vortex within the combustion chamber. The tests were carried out with paraffin wax doped with carbon black and gaseous nitrous oxide, as fuel and oxidant, respectively. This configuration allows a constant fuel burn area and an increase of the regression rate relative to conventional hybrid thrusters during engine operation allowing better propulsive performance and less thrust variation. The experimental regression rate was adjusted by the curve  $\dot{r} = 1,5 \times 10^{-4} G_{ox}^{0,7339}$  m/s, showing that the generated vortical flow approximately doubled the regression rate of paraffin with nitrous oxide obtained in a conventional hybrid thruster.

Keywords: Hybrid propulsion. Paraffin. Nitrous oxide.



## LISTA DE FIGURAS

	<u>Pág.</u>
Figura 2.1 - Esquema geral de um motor espacial híbrido.....	4
Figura 2.2 – Esquema da transferência de órbita de Hohmann. ....	15
Figura 2.3 – Velocidade total necessária em função dos raios inicial e final da órbita. ....	17
Figura 2.4 – Parâmetros de performance em um propulsor híbrido.....	23
Figura 2.5 – Subsistema de propulsão do satélite UoSAT-12 e resistojetos de N <sub>2</sub> O.....	25
Figura 2.6 – Comparação da decomposição térmica e catalítica para o N <sub>2</sub> O. .	26
Figura 2.7 – Temperatura de combustão versus razão de mistura O/C em massa para o óxido nitroso em combinação com diversos combustíveis. ....	29
Figura 2.8 – Velocidade característica versus razão de mistura O/C em massa para o óxido nitroso em combinação com diversos combustíveis. ....	29
Figura 2.9 – Impulso específico versus razão de mistura O/C em massa para o óxido nitroso em combinação com diversos combustíveis. ....	30
Figura 2.10 – Impulso específico volumétrico versus razão de mistura O/C em massa para o óxido nitroso em combinação com diversos combustíveis. ....	31
Figura 2.11 – Temperatura de combustão versus razão de mistura O/C em massa para a parafina em combinação com diversos com diversos oxidantes. ....	35
Figura 2.12 – Velocidade característica versus razão de mistura O/C em massa para a parafina em combinação com diversos oxidantes.....	35
Figura 2.13 – Impulso específico versus razão de mistura O/C em massa para a parafina em combinação com diversos oxidantes.....	36
Figura 2.14 – Densidade de impulso específico versus razão de mistura O/C em massa para a parafina em combinação com diversos oxidantes. ....	36

Figura 2.15 – Temperatura de combustão versus razão de mistura O/C em massa, para queima de óxido nitroso gasoso e parafina, com diferentes pressões de câmara. ....	37
Figura 2.16 – Velocidade característica versus razão de mistura O/C em massa, para queima de óxido nitroso gasoso e parafina, com diferentes pressões de câmara. ....	38
Figura 2.17 – Impulso específico versus razão de mistura O/C em massa, para queima de óxido nitroso gasoso e parafina, com diferentes pressões de câmara. ....	38
Figura 2.18 – Temperatura de combustão versus razão de mistura O/C em massa, para óxido nitroso e parafina dopada com negro de fumo em diferentes porcentagens. ....	40
Figura 2.19 – Velocidade característica versus razão de mistura O/C em massa, para óxido nitroso e parafina dopada com negro de fumo em diferentes porcentagens. ....	41
Figura 2.20 – Impulso específico versus razão de mistura O/C em massa, para óxido nitroso e parafina dopada com negro de fumo em diferentes porcentagens. ....	41
Figura 2.21 – Temperatura de combustão versus razão de mistura O/C em massa, para óxido nitroso e parafina dopada com 1% de negro de fumo, em diferentes pressões da câmara de combustão. ....	42
Figura 2.22 – Velocidade característica versus razão de mistura O/C em massa, para óxido nitroso e parafina dopada com 1% de negro de fumo, em diferentes pressões da câmara de combustão. ....	42
Figura 2.23 – Impulso específico versus razão de mistura O/C em massa, para óxido nitroso e parafina dopada com 1% de negro de fumo, em diferentes pressões da câmara de combustão. ....	43
Figura 2.24 – Gráfico ternário de temperatura de chama adiabática da reação de parafina, negro de fumo e óxido nitroso para pressão de 5 bar na câmara de combustão. ....	44

Figura 2.25 – Gráfico ternário do coeficiente de empuxo da reação de parafina, negro de fumo e óxido nítrico para pressão de 5 bar na câmara de combustão e razão de expansão igual a 4.....	45
Figura 2.26 – Gráfico ternário do impulso específico da reação de parafina, negro de fumo e óxido nítrico para pressão de 5 bar na câmara de combustão e razão de expansão igual a 4.....	46
Figura 2.27 – Comparação da taxa de regressão experimental para o par propelente parafina/óxido nítrico. ....	48
Figura 2.28 – Ilustração do mecanismo de regressão na parafina.....	49
Figura 2.29 – Ilustração Imagem do aparelho para visualizar a queima da parafina da universidade de Stanford.....	49
Figura 2.30 – Comparação entre o escoamento axial e o centrífugo para o caso da parafina dentro de uma câmara de combustão. ....	50
Figura 2.31 – Esquema do motor híbrido vortical tipo panqueca. ....	51
Figura 2.32 – Posicionamento do sistema de propulsão com o propulsor híbrido convencional e pancake em uma plataforma satelital.....	52
Figura 3.1 – Modelo simplificado da geometria dos grãos propelentes no propulsor híbrido vortical. ....	58
Figura 3.2 – Comportamento da taxa de regressão para o modelo de queima simplificado do propulsor híbrido vortical. ....	59
Figura 3.3 – Comportamento da razão de mistura O/C para o modelo de queima simplificado do propulsor híbrido vortical.....	59
Figura 3.4 – Comportamento da vazão mássica de combustível para o modelo de queima simplificado do propulsor híbrido vortical.....	60
Figura 3.5 – Comportamento do impulso específico para o modelo de queima simplificado do propulsor híbrido vortical. ....	60
Figura 3.6 – Comportamento do H para o modelo de queima simplificado do propulsor híbrido vortical. ....	61
Figura 3.7 – Comportamento do empuxo para o modelo de queima simplificado do propulsor híbrido vortical. ....	61

Figura 3.8 – Comportamento do escoamento frio de N <sub>2</sub> O para separação de 13 mm entre grãos propelentes.....	62
Figura 3.9 – Comportamento do escoamento frio de N <sub>2</sub> O para separação de 30 mm entre grãos propelentes.....	63
Figura 3.10 – Comportamento do escoamento frio de N <sub>2</sub> O para separação de 50 mm entre grãos propelentes.....	63
Figura 3.11 – Diferentes vistas de esquema do propulsor híbrido vortical. ....	64
Figura 3.12 – Propulsor híbrido vortical com vista em corte.....	64
Figura 3.13 – Propulsor híbrido vortical de queima dual montado. ....	65
Figura 3.14 – Peças que compõem o propulsor híbrido vortical de queima dual. ....	65
Figura 3.15 – Peças que compõem o propulsor híbrido vortical.....	66
Figura 3.16 – Moldes de alumínio para fabricação do grão combustível. ....	67
Figura 3.17 – Medição da massa do negro de fumo e parafina para a fabricação dos grãos combustível. ....	67
Figura 3.18 – Processo de derretimento da cera de parafina em banho maria.	68
Figura 3.19 – Dispersante e corante utilizados na preparação do grão combustível. ....	68
Figura 3.20 – Adição do negro de fumo, dispersante e corante preto para cera de parafina .....	69
Figura 3.21 – Efeito do choque térmico abrupto no grão combustível de parafina. ....	69
Figura 3.22 – Processo de vácuo para fabricação do grão combustível. ....	70
Figura 3.23 – Processo de centrifugação para fabricação do grão combustível. ....	70
Figura 3.24 – Efeito do processo de centrifugação na mistura quente da parafina com aditivos. ....	71
Figura 3.25 – Instrumentação utilizada para o controle da centrifugação. ....	72
Figura 3.26 – Relação da velocidade de rotação e a voltagem aplicada à plataforma giratória. ....	72
Figura 3.27 – Grão de combustível de parafina. ....	73

Figura 3.28 – Analisador térmico NETZSCH STA 449 F3 Jupiter para TGA e DSC.....	74
Figura 3.29 – Amostras do grão de combustível e parafina sem aditivo para realizar análises de TGA .....	74
Figura 3.30 – Distribuição de temperaturas em °C de uma resistência elétrica tipo glow plug. ....	75
Figura 3.31 – Imagem do pirotécnico sólido utilizado como sistema de ignição .....	76
Figura 3.32 – Sistema de ignição por chama piloto de butano e óxido nitroso	76
Figura 3.33 – Projeto do suporte metálico da bancada de testes.....	77
Figura 3.34 – Bancada de testes do propulsor híbrido vortical.....	78
Figura 3.35 – Termopares tipo K utilizados na bancada de testes.....	78
Figura 3.36 – Calibrador de temperatura T-350P tipo bloco seco. ....	79
Figura 3.37 – Transdutor de pressão Hub control modelo TP-510.....	79
Figura 3.38 – Bancada de calibração para transdutores de pressão. ....	80
Figura 3.39 – Calibrador ISOCAL MCS-10 utilizado na calibração de transdutores de pressão .....	80
Figura 3.40 – Célula de carga utilizada para medição de empuxo.....	81
Figura 3.41 – Sistema de calibração da célula de carga. ....	81
Figura 3.42 – Medidores de vazão utilizados na bancada de testes do propulsor. ....	82
Figura 3.43 – Válvulas solenoides utilizados na alimentação de gases do ignitor. ....	83
Figura 3.44 – Válvula esfera pneumática localizada na linha principal de óxido nitroso. ....	83
Figura 3.45 – Chaves de segurança para óxido nitroso e butano. ....	84
Figura 3.46 – Válvula reguladora de óxido nitroso. ....	84
Figura 3.47 – Diagrama do sistema de alimentação de fluidos da bancada de testes.....	85
Figura 3.48 – Esquema 3D da linha de abastecimento principal de óxido nitroso. ....	86

Figura 3.49 – Esquema 3D das linhas hidráulicas de alimentação de óxido nítrico e butano para o sistema de ignição. ....	87
Figura 3.50 – Plataforma de aquisição de dados NI Cdaq 9172. ....	88
Figura 3.51 – Módulos utilizados para aquisição de dados e controle de sinal. ....	88
Figura 4.1 – Massa percentual (TG), com taxa de aquecimento de 10 K/min, de amostras de parafina dopadas com 1% de negro de fumo e preparadas com diferentes velocidades de rotação. ....	90
Figura 4.2 – Variação percentual de massa (DTG), com taxa de aquecimento de 10 K/min, de amostras de parafina dopadas com 1% de negro de fumo e preparadas com diferentes velocidades de rotação. ....	91
Figura 4.3 – Massa percentual (TG), com taxa de aquecimento de 10 K/min, de amostras de parafina dopadas com diferentes teores de negro de fumo, preparadas com velocidade de rotação de 40,8 RPM. ....	93
Figura 4.4 – Variação percentual de massa (DTG), com taxa de aquecimento de 10 K/min, de amostras de parafina dopadas com diferentes teores de negro de fumo, preparadas com velocidade de rotação de 40,8 RPM. ....	93
Figura 4.5 – Posicionamento do glow plug na câmara de combustão. ....	95
Figura 4.6 – Posicionamento do pirotécnico na câmara de combustão. ....	95
Figura 4.7 – Teste do protótipo da chama piloto de óxido nítrico e butano. ....	96
Figura 4.8 – Teste do sistema de ignição só com óxido nítrico. ....	97
Figura 4.9 – Segundo protótipo da chama piloto: orifícios radiais ao redor do bico. ....	97
Figura 4.10 – Operação da chama piloto com orifícios radiais. ....	98
Figura 4.11 – Taxa de regressão para a cera de parafina e óxido nítrico obtida de estudos experimentais. ....	100
Figura 4.12 – Propulsor híbrido vortical em operação. ....	101
Figura 4.13 – Propulsor híbrido vortical expulsando parafina líquida. ....	101
Figura 4.14 – Propulsor híbrido vortical expelindo pequenas partículas não queimadas dentro da câmara de combustão. ....	102

Figura 4.15 – Propulsor híbrido vortical em operação estável para uma pressão de câmara maior de 3 bar. ....	102
Figura 4.16 – Finalização do teste e purga do vapor de parafina da câmara de combustão. ....	103
Figura 4.17 – Câmara de combustão após o teste do propulsor híbrido vortical. ....	103
Figura 4.18 – Pressão na câmara, vazão de oxidante e empuxo versus tempo para teste do propulsor híbrido vortical com empuxo máximo de 34 N.....	104
Figura 4.19 – Coeficiente de empuxo, velocidade característica e impulso específico versus tempo para teste do propulsor híbrido vortical com empuxo máximo de 34 N.....	105
Figura 4.20 – Pressão na câmara, vazão de oxidante e empuxo versus tempo para teste do propulsor híbrido vortical com empuxo máximo de 29 N.....	105
Figura 4.21 – Coeficiente de empuxo, velocidade característica e impulso específico versus tempo para teste do propulsor híbrido vortical com empuxo máximo de 29 N.....	106
Figura 4.22 – Pressão na câmara, vazão de oxidante e empuxo versus tempo para teste do propulsor híbrido vortical com empuxo máximo de 27 N.....	107
Figura 4.23 – Coeficiente de empuxo, velocidade característica e impulso específico versus tempo para teste do propulsor híbrido vortical com empuxo máximo de 27 N.....	107
Figura 4.24 – Comparação de empuxo do modelo teórico e dados experimentais para uma vazão de 26,5 g/s de oxidante. ....	108
Figura 4.25 – Comparação de impulso específico do modelo teórico e dados experimentais para uma vazão de 26,5 g/s de oxidante. ....	109
Figura B.1 – Diagrama de blocos da plataforma LabView para gerenciar a aquisição de dados. ....	126

Figura B.2 – Tela de visualização dos diferentes sensores montados na bancada de testes. .... 127

## LISTA DE TABELAS

	<b><u>Pág.</u></b>
Tabela 2.1 – Resumo das primeiras experiências com propulsão híbrida. ....	9
Tabela 2.2 – Propriedades físico-químicas do óxido nitroso. ....	28
Tabela 2.3 – Entalpias de formação de diferentes parafinas sólidas a 298 K. .	33
Tabela 2.4 – Propriedades físico-químicas para diferentes parafinas. ....	33
Tabela 2.5 – Coeficientes experimentais de taxa de regressão da parafina e o óxido nitroso para unidades do SI. ....	47
Tabela 4.1 – Resultados experimentais da taxa de regressão média de parafina e óxido nitroso obtidos em 3 testes. ....	99



## LISTA DE SIGLAS E ABREVIATURAS

AMROC	American Rocket Company
CEA	Chemical Equilibrium with Applications
CSD	Chemical System Division
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (Centro Aeroespacial Alemão)
EUA	Estados Unidos da América
FLOX	Flúor + Oxigênio Líquido
HTPB	Hydroxyl-terminated polybutadiene (Polibutadieno Hidroxilado)
INPE	Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
IRFNA	Inhibited Red Fuming Nitric Acid
LABCP	Laboratório Associado de Combustão e Propulsão
LI	Lítio
LIH	Hidreto de Lítio
LOX	Oxigênio Líquido
MON	Mixed Oxides of Nitrogen
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics
NASA	National Aeronautics and Space Administration
ONERA	Office National d'Etudes et de Recherches Aéropatiales
PE	Polietileno
PHV	Propulsor Híbrido Vortical
PMMA	Polimetil Metacrilato
SI	Sistema internacional
SEP	Société Européenne de Propulsion
SNECMA	Société nationale d'études et de construction de moteurs d'aviation (National Society of Research and Construction of Aviation Engines)
SpaceDev	Space Development Rocket
SPG	Space Propulsion Group
SSTL	Surrey Satellite Technology Ltd
TOF	Time of Flight (Tempo de voo)
UniS	Universidade de Surrey
USAFA	United States Air Force Academy

UTC      United Technology Center  
VFP      Vortex Flow Pancake

## LISTA DE SÍMBOLOS

$L/D$	Comprimento/diâmetro
$\Delta V$	Mudança de velocidade
$\Delta V_p$	Mudança de velocidade no perigeu
$\Delta V_a$	Mudança de velocidade no apogeu
$v_p$	Velocidade no perigeu
$v_a$	Velocidade no apogeu
$v_1$	Velocidade inicial
$v_2$	Velocidade final
$\mu$	Parâmetro gravitacional
$r_1$	Raio circular inicial
$r_2$	Raio circular final
$a$	Semieixo maior
$v_{elip}$	Velocidade elíptica
$e$	excentricidade
$E$	Energia total
$h$	Momentum angular específico
$F$	empuxo
$P_s$	Pressão de saída
$P_c$	Pressão de câmara
$P_{amb}$	Pressão ambiente
$A_s$	Área de saída
$A_g$	Área de garganta
$v_e$	Velocidade de exaustão
$\lambda$	Coefficiente de perdas na divergência do jato de exaustão
$\gamma$	Razão de calores específicos
$\varepsilon$	Razão de expansão da tubeira
$a$	Coefficiente da taxa de regressão
$n$	Exponente da taxa de regressão

$G_{ox}$	Fluxo mássico do oxidante
$C_F$	Coeficiente de empuxo
$t_q$	Tempo de queima
$I_t$	Impulso total
$I_{sp}$	Impulso específico
$g_o$	Aceleração gravitacional padrão
$A_q$	Area de queima
$\Delta_m$	Variação de massa
$\Delta_t$	Variação de tempo
$D_{ext}$	Diâmetro externo do grão
$D_{int}$	Diâmetro interno do grão
$H_{inicial}$	Distância inicial entre grãos
$H_{max}$	Distância máxima
$d_g$	Diâmetro de garganta
$d_s$	Diâmetro de saída
$L$	Comprimento de divergência
$m_i$	Massa total inicial
$m_f$	Massa total final
$m_p$	Massa de propelente
$C^*$	Velocidade característica
$C_s$	Calor específico molar
$T_a$	Temperatura ambiente
$T$	temperatura
$M$	Massa molar
$R$	Constante dos gases
$O/C$	Razão de oxidante/combustível
$n_m$	Número de moles
$n_C$	Número de átomos de carbono

$\Delta H_f^0$	Entalpia de formação
$\rho$	Massa específica
$\rho_c$	Massa específica do combustível
$\rho_{ox}$	Massa específica do oxidante
$v$	Volume específico
$Z$	Fator de compressibilidade
$m_c$	Massa de combustível
$m_{ox}$	Massa de oxidante
$V_c$	Volume de combustível
$V_{ox}$	Volume de oxidante
$\dot{r}$	Taxa de regressão
$\dot{m}$	Vazão mássica de propelente



## SUMÁRIO

	<u>Pág.</u>
1 INTRODUÇÃO.....	1
1.1. Descrição do problema .....	1
1.2. Justificação .....	1
1.3. Objetivo geral.....	2
1.4. Objetivos específicos .....	2
2 PROPULSÃO HÍBRIDA.....	3
2.1. Descrição da tecnologia de propulsão híbrida .....	4
2.2. Vantagens e desvantagens da propulsão híbrida .....	6
2.3. Revisão histórica da propulsão híbrida .....	8
2.4. Parâmetros de missão e performance para propulsores híbridos.....	14
2.4.1. Transferência de Hohmann .....	14
2.4.2. Empuxo .....	18
2.4.3. Impulso total e o impulso específico .....	18
2.4.4. Equação de Tsiolkovsky.....	19
2.4.5. Área da garganta e a razão de expansão .....	20
2.4.6. Coeficiente de empuxo.....	20
2.4.7. Taxa de regressão .....	21
2.4.8. Velocidade característica .....	22
2.5. Propelentes empregados .....	23
2.5.1. Óxido nitroso .....	23
2.6. Simulações teóricas.....	27
2.6.1. Cera de parafina.....	31
2.6.2. O par propelente cera de parafina e óxido nitroso .....	37
2.6.3. Aditivos empregados na preparação do grão combustível.....	39
2.7. Taxa de regressão da parafina e óxido nitroso .....	47
2.8. Propulsor híbrido de injeção vortical .....	51
3 METODOLOGIA .....	53
3.1. Propulsor híbrido de queima dupla e injeção vortical.....	53

3.2. Grão combustível.....	66
3.2.1. Processo de fabricação.....	66
3.2.2. Análise termogravimétrica.....	73
3.3. Sistema de ignição.....	74
3.4. Bancada de testes.....	76
3.4.1. Instrumentação utilizada.....	77
3.4.1.1. Sensores de temperatura.....	78
3.4.1.2. Sensores de pressão.....	79
3.4.1.3. Sensores de empuxo.....	81
3.4.1.4. Medidores de vazão.....	82
3.4.1.5. Válvulas solenoides e pneumática.....	82
3.4.1.6. Válvula reguladora para óxido nitroso.....	84
3.4.2. Sistema de alimentação de fluidos.....	85
3.4.3. Sistema de aquisição de dados.....	87
4 RESULTADOS E DISCUSSÕES.....	90
4.1. Dados de TG e DTG do grão combustível.....	90
4.2. Sistema de ignição.....	94
4.3. Taxa de regressão da cera de parafina e óxido nitroso.....	98
4.4. Dados experimentais obtidos com testes do propulsor híbrido vortical de queima dual.....	100
5 CONCLUSÕES E SUGESTÕES.....	110
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	115
ANEXO A Código em MATLAB para simulação do propulsor híbrido vortical	124
ANEXO B Diagrama de blocos da programação e tela de visualização do LabView.....	126

# **1 INTRODUÇÃO**

## **1.1. Descrição do problema**

Os propulsores híbridos são uma alternativa para aplicações espaciais devido às suas características de segurança, baixo custo, flexibilidade operacional, possibilidade de reignição e armazenabilidade. A propulsão híbrida convencional fornece empuxos relativamente baixos em decorrência das pequenas taxas de regressão obtidas, e apresenta uma mudança contínua da razão de mistura, o que ocasiona uma variação do empuxo durante a operação do propulsor. A utilização da parafina permite aumentar a taxa de regressão com relação aos propelentes híbridos convencionais e o emprego de um grão propelente compacto com razão comprimento/diâmetro menor que um proporciona uma área de queima do combustível constante e uma variação da razão de mistura reduzida durante a operação do motor e, como consequência, menor variação do empuxo.

## **1.2. Justificação**

Sistemas propulsivos a monopropelentes e a bipropelentes líquidos têm sido os mais utilizados para o lançamento ou o controle de satélites e outras cargas úteis em órbita. Todavia, na atualidade, estão sendo exploradas alternativas de propulsão, levando-se em conta aspectos como redução de custos, baixo impacto ambiental, segurança, flexibilidade operacional, armazenabilidade e confiabilidade.

A propulsão híbrida atende a estas características e, assim, a contribuição desta pesquisa é realizar o estudo de um propulsor híbrido espacial compacto utilizando cera de parafina, aditivada com negro de fumo, e óxido nitroso gasoso como propelentes, visando gerar área de queima constante do grão propelente e fornecer razão de mistura e empuxo aproximadamente constantes. Além disso, busca-se analisar a factibilidade, a operação e a performance desse propulsor híbrido para aplicações em satélites e também determinar a taxa de regressão

da parafina queimando com óxido nitroso nesse tipo de configuração. O óxido nitroso ( $N_2O$ ) é um oxidante de baixo impacto ambiental e autopressurizado que pode ser armazenado em condições de saturação à temperatura ambiente.

### **1.3. Objetivo geral**

Realizar uma investigação teórico-experimental de um propulsor híbrido compacto de queima dual e com injeção vortical utilizando como propelentes a cera de parafina aditivada com negro de fumo e óxido nitroso gasoso.

### **1.4. Objetivos específicos**

- a) Realizar análise teórica da performance dos propelentes;
- b) desenvolver modelo teórico simplificado do propulsor;
- c) projetar, construir e testar um propulsor de queima dual e com injeção vortical do oxidante gasoso;
- d) projetar e testar um sistema de ignição;
- e) projetar, construir e instrumentar uma bancada de testes;
- f) analisar o processo de injeção;
- g) analisar o processo de queima;
- h) obter parâmetros de desempenho do propulsor;
- i) determinar a taxa de regressão para diferentes vazões de oxidante;
- j) comparar modelo teórico a dados experimentais.

## 2 PROPULSÃO HÍBRIDA

Os sistemas de propulsão química podem ser classificados conforme as fases ou estados físicos dos propelentes, em sistemas a propelentes sólidos, líquidos, gás ou híbridos. Os sistemas propulsivos a propelentes híbridos ou, de modo simplificado, sistemas híbridos, utilizam propelentes em fases ou estados diferentes, sendo o mais usual o emprego de combustível em fase sólida e de oxidante em fase líquida. O conceito de propulsão híbrida é conhecido desde 1930, mas somente a partir da década de 1960 foram realizadas pesquisas mais aprofundadas (CHIAVERINI, 2007). Atualmente, existe também um interesse significativo pelo uso de propelentes limpos, ou “green propellants”, que são propelentes com baixa toxicidade e baixo impacto ambiental, produzindo baixa emissão de gases poluentes. A utilização dos propelentes limpos permite maior segurança de operação, melhor armazenabilidade do propelente e menores custos, o que, juntamente com a necessidade do lançamento de cargas úteis, plataformas e satélites de peso reduzido, tornam a propulsão híbrida mais atrativa (GREATRIX, 2012).

A operação segura dos sistemas de propulsão híbrida deve-se à separação entre combustível e oxidante, diferentemente dos sistemas de propulsão sólida nos quais há uma mistura sólida de combustível e oxidante. Como os sistemas híbridos usam apenas um propelente em estado líquido ou gasoso, precisam somente de uma linha de alimentação e de um sistema de injeção relativamente simples, enquanto sistemas bipropelentes líquidos requerem duas linhas de alimentação de líquidos e uma placa de injeção complexa para que os jatos de oxidante e combustível colidam e haja uma mistura adequada. O controle da vazão de oxidante nos motores híbridos permite um controle acurado do nível de empuxo e a possibilidade de se realizarem vários acionamentos (CHIAVERINI, 2007).

O sucesso do veículo privado SpaceShipOne em uma missão suborbital (ganhador do prêmio X Ansari em 2004) tem novamente atraído a atenção da

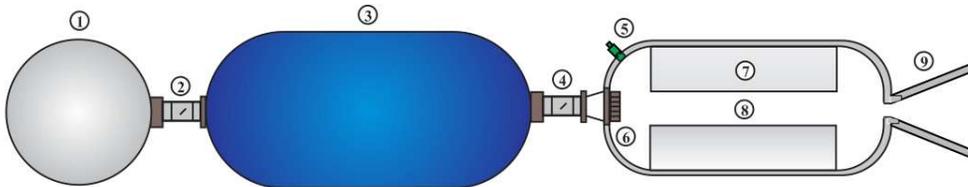
comunidade de propulsão sobre a tecnologia dos foguetes híbridos, evidenciando sua segurança intrínseca e baixo custo.

## 2.1. Descrição da tecnologia de propulsão híbrida

Uma característica visível dos sistemas de propulsão híbrida é ter armazenados separadamente o oxidante do combustível. Isto permite tornar inerte o grão de combustível sólido, e reduz o risco de uma ignição acidental.

Um esquema típico dos motores de propulsão híbrida convencional é mostrado na Figura 2.1, onde são mostrados os elementos principais deste tipo de sistema de propulsão.

Figura 2.1 - Esquema geral de um motor espacial híbrido.



1: Tanque de pressurização; 2: Regulador de pressão; 3: Tanque de propelente; 4: Válvula de controle; 5: Ignitor; 6: Placa de injeção; 7: Grão de propelente sólido; 8: Porta de combustão; 9: Tubeira.

Fonte: Produção do autor.

O tanque de pressurização armazena um gás pressurizante cuja principal função é manter a pressão no tanque propelente. Os gases pressurizantes típicos são o hélio e o nitrogênio, em pressões até cerca de 50 Mpa. O regulador de pressão tem a finalidade de reduzir a pressão do tanque de pressurização até a pressão desejada no tanque de propelente. Outros sistemas de pressurização incluem bombas e turbinas ou propelentes auto-pressurizantes. No primeiro caso, a bomba é adicionada no sistema de alimentação entre o tanque propelente e a câmara de combustão. Este tipo de configuração é empregado em foguetes de escala maior para diminuir a massa estrutural dos tanques de propelente os

quais operam em baixa pressão. No segundo caso geralmente é utilizado um oxidante auto-pressurizante como o óxido nítrico o qual mantém uma pressão de trabalho maior que da câmara de combustão. O tanque de propelente armazena os propelentes em estado líquido ou gasoso e, para sua fabricação, em geral, são utilizados metais ou fibras reforçadas. A válvula de controle é responsável pelo acionamento do propulsor e pode, eventualmente, proporcionar o controle da vazão de oxidante.

A câmara de combustão integra a placa de injeção, o ignitor e o grão de propelente sólido. O sistema de ignição proporciona a energia necessária para dar início à queima dos propelentes na câmara de combustão e, para este fim, geralmente se utiliza uma faísca elétrica. O sistema de injeção abastece com oxidante à câmara de combustão, proporcionando atomização do propelente líquido e uma adequada distribuição. Para manter estabilidade na alimentação do propelente é recomendada uma queda de pressão de 20% a 30% da pressão na câmara (GREATRIX, 2012). O grão de propelente tipicamente é um combustível composto de hidrocarbonetos. Um grão propelente pode ter uma ou várias portas de combustão que são canais por onde passa o oxidante. O número e o tamanho das portas influenciam a taxa de regressão do combustível, uma vez que está depende do fluxo mássico (vazão mássica/área das portas).

Finalmente, a tubeira permite a expansão dos gases de exaustão até a pressão ambiente. Os parâmetros chave para o projeto de uma tubeira são a razão de expansão e o ângulo de divergência. Na fabricação da tubeira são utilizados materiais com resistência a altas temperaturas, como grafite sintetizado e sílica fenólica.

Em muitos projetos de câmaras de combustão para propulsores híbridos convencionais é utilizada uma pré-câmara de combustão entre a placa de injeção e o grão de propelente. A pré-câmara permite a vaporização do oxidante antes de reagir com o combustível sólido. A razão de comprimento-diâmetro da pré-câmara de vaporização recomendada é de 0,5 (HUMBLE et al., 1995). Por outro

lado, utiliza-se uma câmara de pós-combustão entre o final do grão propelente e o convergente da tubeira para permitir uma combustão completa dos propelentes gasosos. Para um tempo de residência adequado, recomenda-se uma razão de comprimento-diâmetro de 0,5 para 1 a pós-câmara (HUMBLE et al., 1995).

O processo de combustão é altamente energético, podendo apresentar temperaturas de chama adiabática muito elevadas, em alguns casos acima dos 3000 K, dependendo da combinação dos propelentes, da razão de mistura oxidante/combustível e da pressão na câmara. Portanto, um revestimento de proteção térmica de material ablativo e com baixa condutividade térmica é utilizado para reduzir a transferência de calor até as paredes da câmara de combustão (SUTTON, 2007).

## **2.2. Vantagens e desvantagens da propulsão híbrida**

Os sistemas de propulsão híbrida apresentam algumas vantagens em relação aos demais sistemas de propulsão química (VENUGOPAL et al., 2011):

**Segurança de operação:** o combustível e o oxidante ficam armazenados separadamente, dificultando ou impedindo ignições acidentais.

**Controle da vazão (throttling):** permite ajuste no fluxo do oxidante, podendo se controlar a taxa de regressão e o empuxo.

**Capacidade de suspensão e reinício da operação do propulsor:** quando seja requerido suspender o funcionamento ou o propulsor apresenta problemas de operação somente é necessário interromper o abastecimento de oxidante através da válvula de controle de vazão.

**Diversidade de propelentes:** ampla variedade de propelentes combustíveis que em combinação com certos aditivos metálicos ou não metálicos podem incrementar o impulso específico.

**Segurança ambiental:** devido à possibilidade do emprego de propelentes de baixo impacto ambiental (green propellants), os sistemas de propulsão híbrida geram baixas quantidades de poluentes com relação aos outros tipos de propulsores químicos.

**Solidez do grão:** na propulsão híbrida eventuais fissuras do propelente sólido não são demasiadas críticas, evitando os problemas de instabilidades, altas pressões e, conseqüentemente, explosões como acontece nos propulsores sólidos. Nos propulsores híbridos este tipo de problema é evitado porque a queima ocorre somente onde existe mistura de combustível e oxidante (i.e., na camada limite localizada acima da superfície do grão sólido).

**Baixa sensibilidade de temperatura:** a operação de um propulsor híbrido não é dependente da pressão como no caso dos propulsores sólidos. As variações da temperatura ambiente têm pouco efeito sobre a pressão de câmara.

**Baixo custo econômico:** os componentes utilizados, a produção e o transporte de propelentes apresentam baixo custo, comparando-se com outros sistemas de propulsão química.

Por outro lado, os sistemas de propulsão híbridos convencionais apresentam algumas desvantagens:

**Baixa taxa de regressão:** há transferência lenta de massa e de energia da superfície do grão de propelente sólido para a chama difusiva.

**Baixa eficiência volumétrica:** a baixa taxa de regressão requer amplas superfícies de regressão aumentando o volume do grão.

**Reduzida eficiência de combustão:** na prática os combustíveis utilizados nos propulsores híbridos não são consumidos completamente o que proporciona aumento de custo, desperdício de combustível e prejuízo ao meio ambiente.

**Varição da razão oxidante-combustível:** em um propulsor híbrido convencional com um grão de combustível monoperfurado a mistura de combustível é rica sobre a superfície do grão e pobre no centro do furo. Durante a queima do propelente sólido acontece um incremento na abertura da porta o qual ocasiona a variação da razão oxidante-combustível com o tempo de queima. Um projeto que apresente uma queima completa e uniforme do grão combustível é um dos desafios essenciais na propulsão híbrida.

### **2.3. Revisão histórica da propulsão híbrida**

O início histórico do desenvolvimento da propulsão híbrida acontece no mesmo período (os anos 1920-1930) que o desenvolvimento dos propulsores sólidos e líquidos. Um resumo das primeiras experiências na propulsão híbrida é apresentado na Tabela 2.1.

Com base nas ideias de ANDRUSSOW (1937), os ensaios de um propulsor de 10 kN de empuxo e 120 s de tempo de queima foram realizados nos laboratórios I.G. Farben por Noeggerath e Lutz no período 1937-1943. Eles usaram uma pilha de discos de carvão multiperfurados deixando passar oxido nitroso gasoso. Estes ensaios compartilharam os mesmos resultados sem sucesso como as experiências de Oberth com LOX e grafite. Em ambos os casos, uma taxa de queima muito baixa foi observada devida ao elevado calor de sublimação do carvão. (ALTMAN,1991)

No começo de 1940, mais ensaios foram realizados com algum sucesso pela California Pacific Rocket Society (grupo amador que logo foi dissolvido), empregando LOX em combinação com vários combustíveis tais como madeira, cera, e finalmente borracha. Este grupo disparou 23 foguetes no período de 1947 a 1951, atingindo impulsos específicos até 160 s com pressões de combustão até 20 atm. A combinação de LOX/borracha foi a de maior sucesso e permitiu que um foguete chegasse a uma altitude perto de 9 km em 1951 (ALTMAN, 1991).

Tabela 2.1 – Resumo das primeiras experiências com propulsão híbrida.

<b>Pesquisadores</b>	<b>Combustível</b>	<b>Oxidante</b>
Noeggerath (1937) e Lutz (1943)	carvão	N <sub>2</sub> O
Smith (1938-1951)	madeira, cera, borracha	LOX
Bartel e Rannie (1946)	grafite	ar
Dembrow e Pompa (1952)	JP (combustível líquido)	NH <sub>4</sub> NO <sub>3</sub> , NH <sub>4</sub> ClO <sub>4</sub> , KClO <sub>4</sub>
Moore e Berman (1956)	PE	H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> (90%)
Ordahl (1959)	Metais	Compostos halogêneos
Moutet e Barrère (1960)	Plástico orgânico	HNO <sub>3</sub>
Marxman e Gilbert (1963)	Plexiglas	LOX

Fonte: Adaptado de Green, 1964.

Em 1946 Bartel e Rannie (Jet Propulsion Laboratory, EUA) testaram um ramjet de combustível sólido utilizando grafite e ar. Esse ramjet de combustível sólido apresenta a mesma balística interna dos foguetes híbridos. Esse esforço, mais tarde foi abandonado devido ao elevado calor de sublimação do grafite. Os pesquisadores Bartel e Rannie proporcionaram o primeiro modelo analítico da combustão híbrida (ALTMAN, 1991).

Em 1956 Moore e Berman (General Electric, EUA) testaram o par propelente H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> (90%) e polietileno PE em um projeto de grão tipo cilíndrico. Nesse esforço que teve sucesso foi conseguida uma elevada eficiência da combustão.

Algumas observações significantes encontradas foram:

- a) uma notável uniformidade longitudinal de queima;
- b) combustão estável;
- c) controle da vazão facilmente realizado por uma válvula;
- d) baixa taxa de regressão e pouca melhora nos intentos realizados para incrementar este parâmetro;
- e) a instabilidade térmica do peróxido de hidrogênio pode ser uma fonte de perigo.

Em 1952 Dembrow e Pompa (Applied Physics Laboratory, EUA) testaram o primeiro propulsor “híbrido inverso” utilizando JP (querosene) como combustível líquido e diferentes substâncias orgânicas ( $\text{NH}_4\text{NO}_3$ ,  $\text{NH}_4\text{ClO}_4$ ,  $\text{KClO}_4$ ) como oxidante sólido, principalmente por motivos econômicos: o programa foi mais tarde continuado na APL por Avery. Outras versões do híbrido inverso foram estudadas de forma separada por Thiokol e United Technology Center – Chemical System Division (UTC-CSD) em meados de 1960 utilizando combustíveis líquidos com base na hidrazina e alguns oxidantes sólidos como o diperclorato de hidrazina  $\text{N}_2\text{H}_6(\text{ClO}_4)_2$  e perclorato de nitrônio  $\text{NO}_2\text{ClO}_4$ . Os propelentes sólidos foram obtidos por compressão, e utilizando um fluorocarboneto não reativo como ligante (ALTMAN, 1991).

A abordagem da propulsão híbrida inversa foi finalmente abandonada devido à má qualidade da combustão e à insuficiente melhora da performance para justificar as dificuldades experimentadas na compressão dos propelentes.

Um propulsor híbrido foi desenvolvido em 1961 pela UTC-CSD. Era composto de um tubo de combustível de plexiglas (PMMA) de aproximadamente 2,5 cm em diâmetro operando com oxigênio gasoso como o oxidante. Este propulsor mostrou ser seguro, de baixo custo, e uma excelente ferramenta para pesquisar o comportamento da balística interna. Este projeto foi utilizado para obter fotografias do processo de combustão híbrida e também para mostrar muitas de

suas características complexas, incluindo o efeito dos diluentes gasosos, aditivos no combustível, efeitos da pressão e temperatura ambiente, o expoente do fluxo de oxidante na taxa de regressão, entre outros (ALTMAN, 1991).

Em 1965-1970, os testes de queima e investigações teóricas com formulações de propelentes híbridos de elevada energia foram realizadas no DLR Lampoldshausen na Alemanha. As formulações químicas de testes incluem FLOX/PE, FLOX/Li e FLOX/LiH. Mais tarde, em 1974-1987, os ensaios de queima com combustíveis armazenáveis foram realizados com propelentes como  $N_2O_4$ ,  $HNO_3$ ,  $H_2O_2$ , polímeros sem e com misturas de metais (Mg, Al, B), urotropina (um pó branco de fórmula molecular  $C_6H_{12}N_4$ , estável mas higroscópico e altamente inflamável). Uma configuração de híbrido inverso foi também testada utilizando hidrazina como combustível líquido e tetranitrometano, um oxidante orgânico com fórmula molecular  $C(NO_2)_4$  (ALTMAN, 1991).

Propulsores híbridos utilizando diferentes combustíveis e oxidantes foram testados em diversos países. Na França, a ONERA, a SNECMA e a SEP desenvolveram um propulsor híbrido usando ácido nítrico como oxidante e um combustível a base de amina. Foram realizados 8 vôos até 1967, alcançando 100 km de altitude, todos bem sucedidos. Na Suécia, a Volvo Flygmotor desenvolveu um foguete híbrido usando ácido nítrico como oxidante e polibutadieno misturado com uma amina aromática como combustível. Houve um vôo bem sucedido em 1969, transportando uma carga útil de 20 kg até 80 km. Nos EUA, a United Technologies Center e a Beech Aircraft, no final da década de 1960, desenvolveram o foguete Sandpiper, para uso em grandes altitudes como alvo. O Sandpiper utilizava como propelentes MON-25 (25% NO e 75 % de  $N_2O_4$ ) e polimetil-meta-acrilato (PMMA) com magnésio. Os primeiros 6 vôos ocorreram em 1968, atingindo 160 km de altitude. A segunda versão do foguete, chamada HAST, usava IRFNA-PB com PMMA e tinha 33 cm de diâmetro o corpo do foguete. Uma versão baseada no HAST, chamada de Firebolt, foi desenvolvida pela Chemical Systems Division (CSD) e a Teledyne

Aircraft, e voou até meados de 1980. A CSD testou em 1970 um foguete híbrido usando lítio como combustível e uma mistura de flúor com oxigênio líquido como oxidante, atingindo um impulso específico de 380 s (teórico em vácuo) (ALTMAN, 1991).

Os maiores foguetes híbridos foram construídos pela AMROC (American Rocket Company) no final dos anos 1980 e nos anos 1990. A AMROC construiu o motor H-500 que usava oxigênio líquido e HTPB (polibutadieno hidroxilado), gerando empuxo de 312 kN com um tempo de queima de 70 segundos. A última versão, H-250F, com os mesmos propelentes, atingia 1 MN de empuxo. Em janeiro de 1994 a força aérea americana (USAFA) lançou um foguete de sondagem de 6,4 m de comprimento usando HTPB e LOX (oxigênio líquido) (HUMBLE et al., 1995).

Em 2001, a NASA juntamente com pesquisadores da Universidade de Stanford, nos EUA, construiu uma grande instalação de testes de motores híbridos no centro de pesquisas NASA Ames. Em 2004, as empresas americanas Spacedev e Scaled Composites lançaram com sucesso o veículo suborbital Spaceship-One, ganhador do prêmio Ansari X-Prize, empregando HTPB e óxido nitroso ( $N_2O$ ) como propelentes. Na Universidade de Purdue, nos EUA, se realiza atualmente um programa de demonstração de tecnologia híbrida visando o desenvolvimento de um lançador de pequenos satélites. Um modelo de vôo está sendo montado com motores de 250 lbf de empuxo empregando peróxido de hidrogênio e HTPB. Em outubro de 2006, a NASA, o Space Propulsion Group (SPG) e a Universidade de Stanford lançaram nos EUA o programa de desenvolvimento do foguete de sondagem híbrido Peregrine, usando parafina e óxido nitroso, para colocação de cargas úteis a 100 km de altitude. O SPG também realiza atualmente testes de motores híbridos de 11 polegadas de diâmetro com LOX e parafina, atingindo empuxos de 6000 lbf.

A empresa Orbital Technologies vem testando um novo sistema de injeção vortical de oxidante e novas misturas de combustíveis híbridos, sob contrato

inicial do centro espacial NASA Marshall, e agora com financiamento do exército americano, da agência de defesa de mísseis dos EUA e de um programa entre a força aérea americana com a NASA. Várias combinações combustível/oxidante estão sendo estudadas, incluindo combustíveis a base de parafina metalizado e testes na faixa de 10000 lbf estão planejados. O escoamento vortical aumenta a taxa de regressão do combustível, permitindo o uso de grãos monopercurados. A Universidade Estadual da Pensilvânia, nos EUA, desenvolve combustíveis poliméricos e não poliméricos para queima com oxigênio gasoso ou óxido nitroso em propulsores para escala de laboratório. Partículas de alumínio foram adicionadas a combustíveis de HTPB para testes. Na Alemanha foi testado um motor híbrido de multicamadas criogênico. Na Universidade de Tsinghua, na China, estão sendo testados motores híbridos de 5 N usando óxido nitroso decomposto cataliticamente e queimando com parafina, PE (polietileno) e PMMA (polimetil-meta-acrilato). Diversos outros desenvolvimentos em propulsão híbrida estão sendo feitos atualmente em outros países, como Índia, Canadá, Romênia, Italia, etc.

No Brasil, desde 2000, foram realizados testes de propulsores híbridos, em bancada, por diversos grupos (INPE, ITA, Universidade de Brasília, IAE/DCTA) empregando-se vários propelentes, incluindo parafina, polietileno, peróxido de hidrogênio, oxigênio, óxido nitroso e tetróxido de nitrogênio.

No Laboratório Associado de Combustão e Propulsão do INPE, na sede de Cachoeira Paulista, foram feitas pesquisas teóricas e experimentais em propulsão híbrida, empregando-se pares de propelentes como parafina/H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> (GOUVEA et al., 2006) e parafina/N<sub>2</sub>O<sub>4</sub> (SALVADOR et al., 2007) assim como também na utilização de parafina/N<sub>2</sub>O (CONTAIFER, 2009).

No Instituto de Tecnologia Aeronáutica (ITA) trabalhos sobre propulsão híbrida foram realizadas utilizando parafina/GOX (LACAVA e BARROS, 2010 e SANTOS et al., 2014) e PU+parafina/GOX (GOMES et al., 2013).

## 2.4. Parâmetros de missão e performance para propulsores híbridos

A seguir são apresentados os parâmetros a serem levados em conta para o projeto de um propulsor para aplicações em transferência de órbita no espaço.

### 2.4.1. Transferência de Hohmann

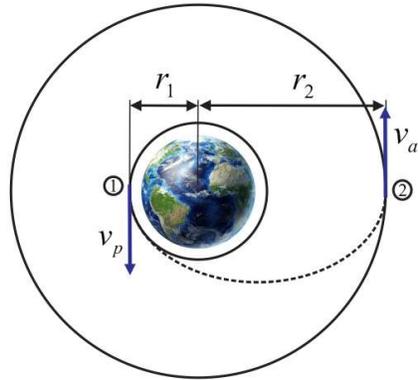
De maneira geral para projetar um propulsor é necessário conhecer a missão e as órbitas utilizadas (incremento de velocidade). Com esses dados poderão ser definidas as condições iniciais de projeto do sistema de propulsão.

Para levar um veículo espacial ou satélite de uma órbita circular inicial para uma órbita circular maior, podem ser usados impulsos propulsivos de curta duração, gerando-se uma órbita de transferência elíptica. Esse tipo de manobra, mostrada na Figura 2.2, é conhecido como transferência de Hohmann e permite um consumo mínimo de propelentes (CURTIS, 2005).

As mudanças de velocidades no apogeu e perigeu são consideradas instantâneas porque a duração do disparo do propulsor é muito pequena em comparação com o período de voo requerido para realizar a transferência de órbita. Para realizar a transição desde a órbita inicial até a órbita final, a energia da órbita tem de ser alterada por meio de uma mudança na velocidade do satélite de uma quantidade  $\Delta V$ .

A velocidade  $\Delta V$  é a diferença entre a velocidade no perigeu,  $v_p$ , e a velocidade no apogeu,  $v_a$ , da órbita de transferência elíptica, que correspondem às velocidades inicial,  $v_1$ , e final,  $v_2$ , das órbitas circulares, respectivamente, isto é,  $v_p = v_1$  e  $v_a = v_2$ .

Figura 2.2 – Esquema da transferência de órbita de Hohmann.



1: Órbita circular inicial; 2: Órbita circular final. Órbita de transferência elíptica representada pela linha tracejada.

Fonte: Produção do autor.

A velocidade de qualquer objeto sobre uma órbita circular ao redor do qualquer corpo celeste ou planeta é definido pelo raio da órbita e a constante gravitacional do planeta. Usando a Equação da Gravitação Universal de Newton e com base na Figura 2.2, tem-se

$$v_1 = \sqrt{\frac{\mu}{r_1}} \quad (2.1)$$

$$v_2 = \sqrt{\frac{\mu}{r_2}} \quad (2.2)$$

onde  $r_1$  e  $r_2$  são os raios da órbita circular inicial e final, respectivamente, e  $\mu$  é o parâmetro gravitacional. As Equações 2.1 e 2.2 indicam que a velocidade é maior para uma órbita circular de raio menor em comparação com uma órbita de raio maior. Se a órbita for uma elipse, a velocidade de qualquer objeto é definida pelas dimensões da elipse que dependem do semieixo maior, definido na Equação 2.3, e do parâmetro gravitacional  $\mu$ . Assim, as velocidades elípticas no perigeu e apogeu, respectivamente são

$$a = \frac{r_1 + r_2}{2} \quad (2.3)$$

$$v_{elip,1} = \sqrt{\frac{2\mu}{r_1} - \frac{\mu}{a}} \quad (2.4)$$

$$v_{elip,2} = \sqrt{\frac{2\mu}{r_2} - \frac{\mu}{a}} \quad (2.5)$$

As mudanças de velocidade que o objeto experimenta no perigeu e apogeu da órbita elíptica são determinadas, respectivamente, por

$$\Delta v_p = v_{elip,1} - v_1 \quad (2.6)$$

$$\Delta v_a = v_2 - v_{elip,2} \quad (2.7)$$

A velocidade total  $\Delta V$  necessária para que o objeto realize a transferência de órbita é

$$\Delta V = \Delta v_p + \Delta v_a \quad (2.8)$$

dando

$$\Delta V = \sqrt{\frac{\mu}{r_1}} \left[ \sqrt{\frac{2r_2/r_1}{1+r_2/r_1}} \left( 1 - \frac{r_1}{r_2} \right) + \sqrt{\frac{r_1}{r_2}} - 1 \right] \quad (2.9)$$

ou

$$\Delta V = \sqrt{\frac{\mu}{a}} \left[ \frac{2e - \sqrt{1+e} + \sqrt{1-e}}{\sqrt{1-e^2}} \right] \quad (2.10)$$

onde  $e$  é a excentricidade da órbita. A Figura 2.3 mostra a velocidade total para realizar uma transferência de órbita em função dos raios inicial e final da órbita. O tempo de voo (geralmente conhecido como TOF por suas siglas em inglês) e

a energia total necessária para realizar a transferência de Hohmann são dados, respectivamente, por

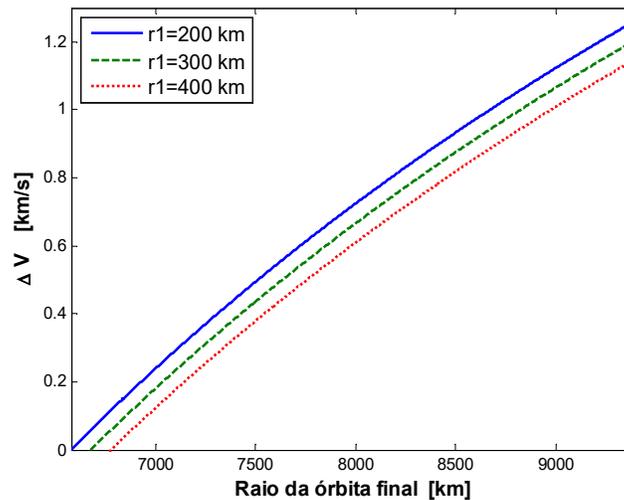
$$TOF = \pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \quad (2.11)$$

$$E = -\frac{\mu}{2a} \quad (2.12)$$

Como o vetor de velocidade no perigeu é perpendicular ao vetor posição, a quantidade de movimento angular específica,  $h$ , da órbita de transferência é

$$h = r_1 v_{elip,1} \quad (2.13)$$

Figura 2.3 – Velocidade total necessária em função dos raios inicial e final da órbita.



Fonte: Produção do autor.

A excentricidade,  $e$ , da órbita elíptica é obtida em função da energia total de transferência:

$$e = \sqrt{1 + \frac{2 E h^2}{\mu^2}} \quad (2.14)$$

### 2.4.2. Empuxo

O empuxo é a força produzida pelo propulsor do veículo espacial resultante da exaustão a altas velocidades dos produtos da combustão dos propelentes. O empuxo é o principal parâmetro de projeto de um sistema de propulsão.

O empuxo,  $F$ , pode ser calculado através de um balanço da quantidade de movimento do foguete (SUTTON, 2007):

$$F = \lambda \left[ \dot{m} v_e + (P_s - P_{amb}) A_s \right] \quad (2.15)$$

onde  $\dot{m}$  é vazão mássica de propelente,  $v_e$  é a velocidade de exaustão dos propelentes,  $P_s$  é a pressão na saída da tubeira,  $P_{amb}$  é a pressão ambiente,  $A_s$  é a área de saída da tubeira e  $\lambda$  é o coeficiente de perdas devidas à divergência do jato de exaustão.

### 2.4.3. Impulso total e o impulso específico

O impulso total,  $I_t$ , é o empuxo integrado ao longo do tempo de queima,  $t_q$ :

$$I_t = \int_0^{t_q} F dt \quad (2.16)$$

O impulso total é diretamente proporcional à energia total liberada pelo propelente. Para um empuxo constante e desprezando as faixas transientes ocorridas no início e no fim da operação, o impulso total é dado por:

$$I_t = F t_q \quad (2.17)$$

O impulso específico,  $I_{sp}$ , no caso de empuxo constante, é definido por

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m} g_o} = \frac{v_e}{g_o} \quad (2.18)$$

onde  $g_o$  é a aceleração gravitacional padrão ( $=9,8065 \text{ m/s}^2$ ).

O impulso específico representa a variação da quantidade de movimento de um veículo espacial por unidade de peso do propelente consumido. Um impulso específico elevado indica que o propulsor requer menor quantidade de propelente, para um dado impulso total, permitindo assim transportar mais carga útil.

#### 2.4.4. Equação de Tsiolkovsky

A equação de Tsiolkovsky (1903) é uma relação matemática e fundamental na astronáutica a qual descreve a variação de velocidade de um veículo espacial depois de uma manobra relacionando-a com a velocidade de exaustão e a massa total inicial e final do veículo espacial antes e depois da manobra. Tsiolkovsky (1903) integrou a equação do empuxo do propulsor, desprezando os efeitos do campo gravitacional, arrasto e pressão, obtendo:

$$\Delta V = v_e \ln \left( \frac{m_i}{m_f} \right) \quad (2.19)$$

onde  $\Delta V$  é a variação de velocidade produzida pelo propulsor,  $m_i$  e  $m_f$  são a massa total inicial e final do satélite ou foguete, respectivamente. Da Equação 2.19, pode-se determinar a quantidade necessária de propelente para realizar a manobra de transferência de Hohmann.

Considerando que a massa total inicial  $m_i$  do veículo espacial é a soma da massa de propelente  $m_p$  necessária para realizar a manobra e a massa total final  $m_f$  do veículo sem propelente. Portanto, a quantidade de propelente necessário pode facilmente ser determinada:

$$m_p = m_f \left( \exp \left( \frac{\Delta V}{I_{sp} g_o} \right) - 1 \right) \quad (2.20)$$

### 2.4.5. Área da garganta e a razão de expansão

Propulsores empregam tubeiras para transformar a energia térmica dos produtos da combustão em energia cinética de exaustão. As tubeiras são bocais convergente-divergentes que apresentam uma seção transversal de área mínima denominada garganta.

A vazão mássica de propelentes e o empuxo são diretamente proporcionais à área da garganta da tubeira,  $A_g$ . A razão de expansão da tubeira é a razão entre a área de saída da tubeira e a área da garganta da tubeira,  $\varepsilon = A_s/A_g$ . Ela influencia diretamente a velocidade de exaustão e a pressão de saída dos propelentes. Considerando um escoamento unidimensional isentrópico ao longo da tubeira, obtém-se uma expressão para o inverso da razão de expansão:

$$\frac{A_g}{A_s} = \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \left(\frac{P_s}{P_c}\right)^{\frac{1}{\gamma}} \sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{P_s}{P_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]} \quad (2.21)$$

onde  $P_c$  é a pressão na câmara de propulsor e  $\gamma$  é a razão de calores específicos de um gás perfeito e caloricamente perfeito.

### 2.4.6. Coeficiente de empuxo

O coeficiente de empuxo é definido por

$$C_F = \frac{F}{P_c A_g} \quad (2.22)$$

Usando as equações para escoamento unidimensional isentrópico em uma tubeira, pode-se mostrar que

$$C_F = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left[1 - \left(\frac{P_s}{P_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]} + \frac{P_s - P_{amb}}{P_c} \varepsilon \quad (2.23)$$

Portanto, o coeficiente de empuxo depende principalmente da razão de expansão da tubeira  $\varepsilon$ , uma vez que ela influencia diretamente a razão de pressões na tubeira. O coeficiente de empuxo é uma expressão indicativa da eficiência da tubeira para uma determinada escolha de propelentes.

O empuxo pode ser determinado em termos do coeficiente de empuxo:

$$F = C_F P_c A_g \quad (2.24)$$

#### 2.4.7. Taxa de regressão

O parâmetro com maior relevância nos propulsores híbridos e que influi no projeto do grão de propelente sólido e na performance global deste tipo de sistema de propulsão é a taxa de regressão do propelente sólido. A taxa de regressão é a taxa na qual o propelente em fase sólida é convertido em gás. Embora o termo de taxa de queima seja algumas vezes utilizado para descrever a regressão do propelente sólido de um motor híbrido, é mais apropriadamente aplicado na propulsão sólida, onde geralmente acontecem as reações de combustão na superfície do propelente.

No caso dos motores híbridos, a reação de combustão geralmente ocorre na camada limite acima da superfície do propelente (CHIAVERINI, 2007). A taxa de regressão de um motor híbrido pode ser determinada teoricamente e podem ser encontrados vários modelos desenvolvidos na literatura (SUTTON, 2007). A taxa de regressão experimental é obtida de forma aproximada e simplificada de acordo com:

$$\dot{r} = a G_{ox}^n \quad (2.25)$$

onde  $a$  é o coeficiente da taxa de regressão,  $n$  é o expoente da taxa de regressão e  $G_{ox}$  é o fluxo mássico do oxidante.

### 2.4.8. Velocidade característica

Define-se a velocidade característica mediante a equação

$$C^* = \frac{P_c A_g}{\dot{m}} \quad (2.26)$$

Considerando-se o escoamento unidimensional de um gás perfeito e caloricamente perfeito ao longo da tubeira, a velocidade característica é dada por

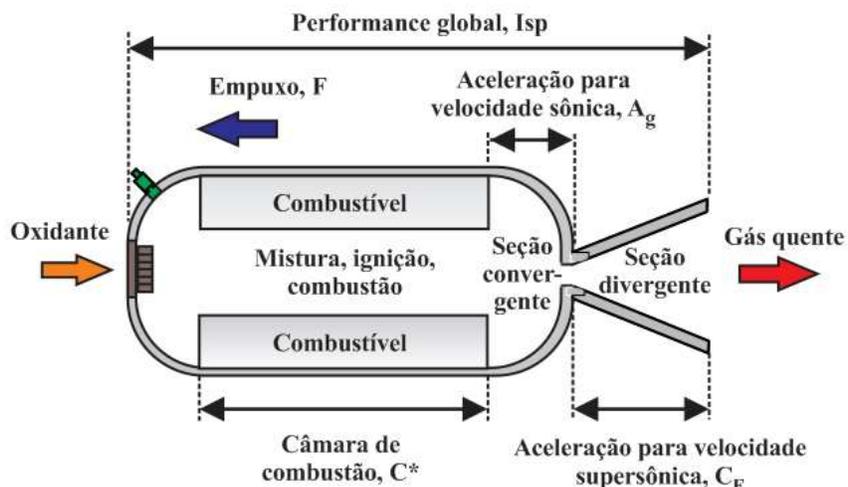
$$C^* = \frac{\sqrt{(\gamma RT)/M}}{\gamma \sqrt{\left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \quad (2.27)$$

Em consequência, a velocidade característica  $C^*$  é uma função da temperatura  $T$  e da massa molar  $M$  dos produtos, ou seja, depende dos propelentes escolhidos e da eficiência de combustão.

A velocidade característica é utilizada para comparar a performance relativa dos diferentes projetos de sistemas de propulsão química e dos propelentes. Esse parâmetro é obtido experimentalmente a partir dos dados de medição da vazão mássica dos propelentes, da pressão de câmara e da área da garganta da tubeira.

A Figura 2.4, mostra um esquema ilustrativo da influência dos parâmetros de performance de um propulsor.

Figura 2.4 – Parâmetros de performance em um propulsor híbrido.



Fonte: Produção do autor.

## 2.5. Propelentes empregados

Tendo em vista a facilidade de aquisição, o baixo custo, o pequeno impacto ambiental, a baixa toxicidade, a auto pressurização do oxidante, a alta taxa de regressão do combustível, a segurança na manipulação e na realização dos testes, foram escolhidos o óxido nítrico e a cera de parafina sólida com aditivos como propelentes de propulsores híbridos.

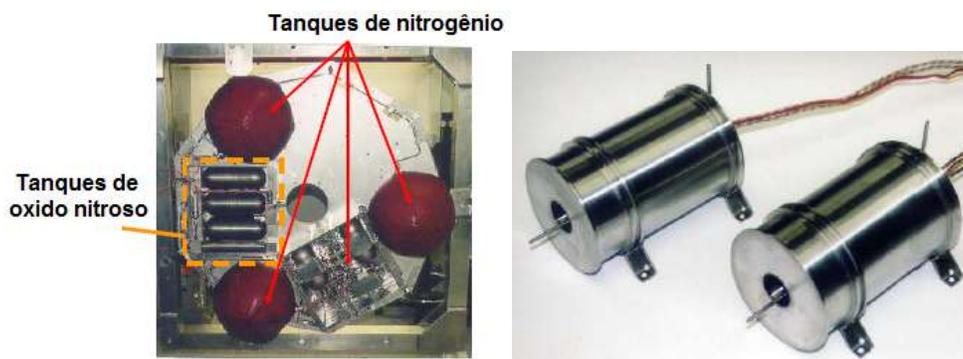
### 2.5.1. Óxido nítrico

O óxido nítrico é um composto não tóxico com alta energia química, estável entre  $-34$  a  $60^{\circ}\text{C}$ , apresenta alta pressão de vapor, podendo ser autopressurizado, oferece segurança nas operações de ignição e disparo, causa pouca corrosão e tem baixo custo econômico. Estas características, juntamente com a necessidade de propulsores de baixo empuxo para satélites e a busca por propelentes limpos e não tóxicos tornam o óxido nítrico um ótimo candidato propelente. A característica bifásica do óxido nítrico é um indicador de que este composto tem capacidade de autopressurização o que permite eliminar e reduzir a necessidade da utilização adicional de um tanque pressurizante com gás inerte

como acontece em alguns sistemas de propulsão híbrida convencional e de propulsão líquida.

Nos anos 1930 alemães e britânicos utilizaram o óxido nitroso como oxidante em combinação com combustíveis líquidos e sólidos em seus programas de desenvolvimento de foguetes. Devido a um sucesso limitado, os especialistas em foguetes focaram sua atenção na pesquisa de compostos mais energéticos. O óxido nitroso foi esquecido até 1950 quando a NACA (National Advisory Committee for Aeronautics) dos EUA encomendou um estudo sobre o seu uso em sistemas líquidos monopropelentes. Apesar das conclusões motivadoras, os problemas relacionados com as elevadas temperaturas de decomposição e do aquecimento inicial legaram o óxido nitroso novamente ao esquecimento. Nos anos 1980, a empresa AMROC (American Rocket Company) realizou várias experiências utilizando o óxido nitroso em motores híbridos. Os direitos destas pesquisas foram depois comprados pela SpaceDev (Space Development Rocket) em 1990. A empresa SpaceDev utilizou este oxidante com sucesso no projeto do motor híbrido para o veículo suborbital Spaceship 1. Mais tarde em 1996, a SSTL (Surrey Satellite Technology Ltd) iniciou o uso do óxido nitroso com sucesso em propulsores (resistojatos e monopropelentes) para satélites pequenos, culminando no lançamento do microsatélite "UoSAT-12" em 1999, que utilizou resistojatos com óxido nitroso. A Figura 2.5, mostra o sistema de propulsão do UoSAT-12 com os resistojatos projetados pela SSTL onde é possível observar que o volume dos tanques de armazenamento para o óxido nitroso é de menor tamanho que os de nitrogênio permitindo a diminuição do peso global do satélite. A SSTL e o departamento de química da Universidade de Surrey (UniS) continuaram o desenvolvimento desta linha de pesquisa para comprovar a viabilidade de um propulsor monopropelente usando óxido nitroso (WALLBANK, et al., 2004)

Figura 2.5 – Subsistema de propulsão do satélite UoSAT-12 e resistojatos de N<sub>2</sub>O.



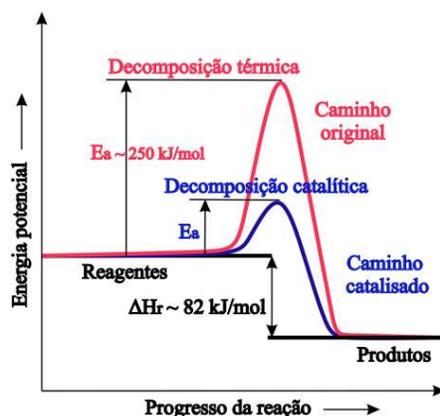
Fonte: Adaptado de Wallbank, et al., 2004.

O óxido nitroso é um propelente cuja reação de decomposição é exotérmica e gera principalmente moléculas de nitrogênio e oxigênio: 33,3% O<sub>2</sub> + 66,7% N<sub>2</sub>. O calor liberado pela decomposição aumenta a temperatura da reação até 1640 °C (ZAKIROV et al., 2000).



Para acelerar o processo de decomposição do óxido nitroso e diminuir também a temperatura de pré-aquecimento são utilizados catalisadores (FANG et al., 2009). O processo de decomposição desse propelente dentro dos propulsores híbridos permite que as moléculas de oxigênio mantenham o processo de combustão, e as moléculas de nitrogênio facilitem a velocidade de regressão do grão combustível além de resfriar a tubeira do motor. Em condições normais e considerando a Equação (1.28), a reação exotérmica gera ao redor de 82 kJ de calor por mol de óxido nitroso. Porém uma certa quantidade de calor inicial é necessária para começar a reação. Para o caso de decomposição térmica a energia de activação para o óxido nitroso é cerca de 250 kJ/mol (Ver Figura 2.6). Portanto, com a finalidade de atingir as taxas de reação requeridas, o gás deve ser aquecido com valores acima de 1000 °C. O uso de catalisadores diminui a energia de ativação, assim a decomposição pode ocorrer em temperaturas relativamente baixas (>200 °C) (ZAKIROV et al., 2000).

Figura 2.6 – Comparação da decomposição térmica e catalítica para o N<sub>2</sub>O.



Fonte: Adaptada de Hennemann, 2015.

Por causa das propriedades exotérmicas do óxido nítrico a manipulação e operação deve realizar-se com bastante cuidado. A decomposição e/ou queima rápida deste propelente podem ocasionar explosões dos reservatórios que estão sob pressão. A reação de decomposição do óxido nítrico pode incrementar a pressão em um tanque e/ou uma linha em mais de uma ordem de magnitude dentro de uma fração de um segundo. Porém é possível prevenir a decomposição não controlada do óxido nítrico através da utilização de técnicas adequadas de manipulação e armazenamento. Se procedimentos apropriados forem adotados, o óxido nítrico torna-se um oxidante seguro para o uso em propulsores. Outro aspecto que deve ser levado em conta é a limpeza do tanque de armazenamento e das linhas de óxido nítrico já que a presença de pequenas quantidades de contaminantes ou material catalítico dentro deles pode reduzir de forma considerável a energia necessária para dar início à reação de decomposição.

Em pressões acima de 13,8 bar e à temperatura ambiente, é possível iniciar uma reação auto-sustentável dentro de um tanque ou tubo de diâmetro maior que tenha uma fonte de ignição. Apesar de o óxido nítrico ter a capacidade de auto-

iniciar a reação de decomposição, geralmente uma fonte de ignição tal como uma faísca, chama ou outro tipo de fonte de calor é necessária para dar início à reação (THICKSTEN et al., 2008). Na Tabela 2.2 são apresentadas propriedades do óxido nitroso.

## **2.6. Simulações teóricas**

As performances teóricas e os parâmetros propulsivos para a combustão do óxido nitroso com a parafina e outros combustíveis foram determinados com ajuda do código CEA-NASA 2004. Este código determina a composição e a temperatura de equilíbrio na câmara através da minimização da energia livre de Gibbs, aplicando a técnica de multiplicadores de Lagrange e o método de Newton-Raphson para várias dimensões, e leva em conta a conservação de átomos e a primeira lei da termodinâmica, sem perdas de calor e com queima completa dos reagentes. O programa considera o escoamento unidimensional sem atrito de gases perfeitos ao longo da tubeira, com calores específicos variando com a temperatura.

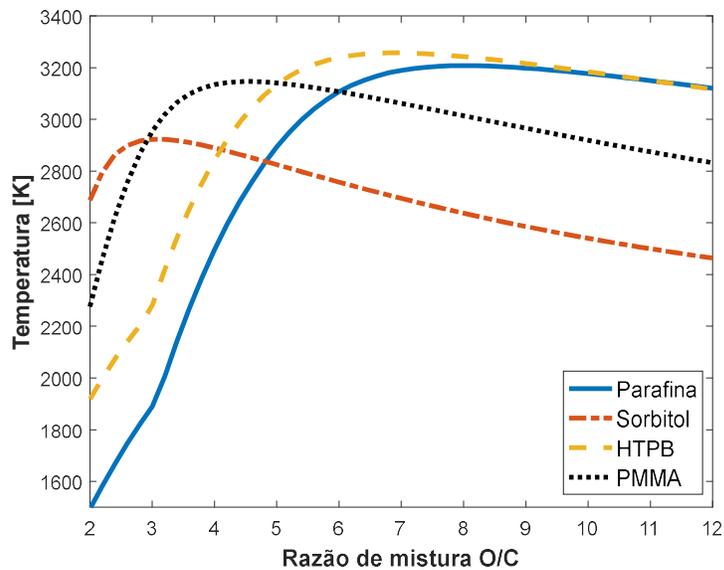
As Figuras 2.7, 2.8 e 2.9 apresentam as curvas teóricas comparativas da temperatura de combustão, velocidade característica e impulso específico do óxido nitroso com diferentes combustíveis, para diferentes razões de mistura O/C em massa com pressão de câmara de 10 bar, pressão ambiente de 0,95 bar e razão de expansão de 4.

Tabela 2.2 – Propriedades físico-químicas do óxido nítrico.

<b>Propriedades</b>	<b>Valor</b>	<b>Unidades</b>
Massa molar	44,01	g/mol
Ponto de fusão	-90,7	°C
Ponto de ebulição	-88,7	°C
Temperatura crítica	36,6	°C
Pressão crítica	7,25	MPa
Densidade crítica	454	kg/m <sup>3</sup>
Calor de fusão	6,54	kJ/mol
Calor de vaporização	16,55	kJ/mol
Entalpia de formação (289,18 K)	81,6	kJ/mol
Densidade de gás (273 K, 0,1 MPa)	1,977	kg/m <sup>3</sup>
Densidade de líquido (293 K)	784	kg/m <sup>3</sup>
Viscosidade dinâmica (líquido a 295 K)	0,4985x10 <sup>-4</sup>	Pa s
Viscosidade dinâmica (gás a 295 K)	0,2043x10 <sup>-4</sup>	Pa s
Viscosidade cinemática (líquido a 295 K)	0,0639 x 10 <sup>-6</sup>	m <sup>2</sup> /s

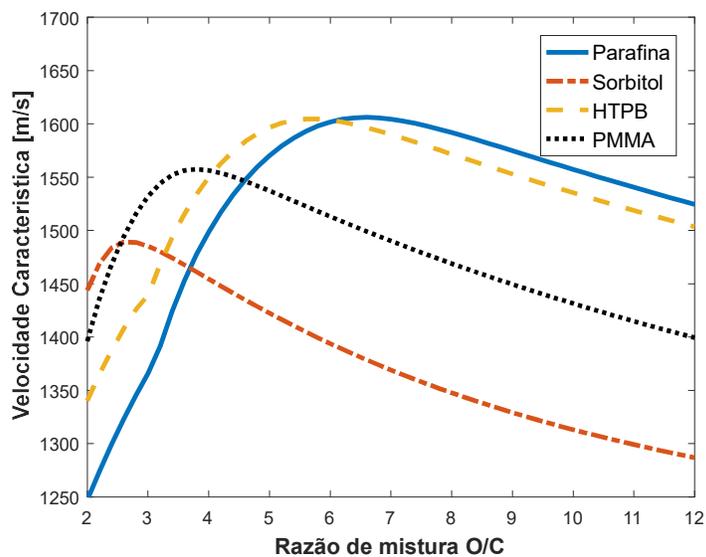
Fonte: Adaptada de Gaidei, 2009.

Figura 2.7 – Temperatura de combustão versus razão de mistura O/C em massa para o óxido nítrico em combinação com diversos combustíveis.



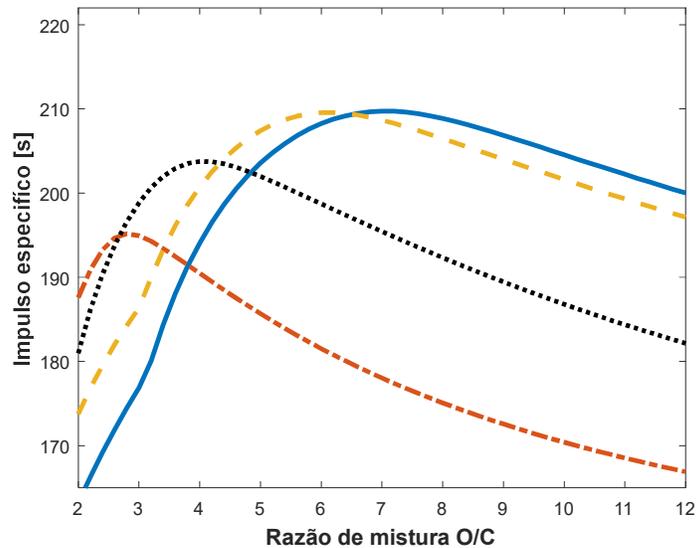
Fonte: Produção do autor.

Figura 2.8 – Velocidade característica versus razão de mistura O/C em massa para o óxido nítrico em combinação com diversos combustíveis.



Fonte: Produção do autor.

Figura 2.9 – Impulso específico versus razão de mistura O/C em massa para o óxido nitroso em combinação com diversos combustíveis.



Fonte: Produção do autor.

Pode ser observado que o Sorbitol apresenta uma menor razão de O/C, mas uma velocidade característica e impulso específico menores que os outros combustíveis, enquanto a parafina tem um desempenho quase similar ao HTPB.

A velocidade característica e o impulso específico não consideram a influência das densidades (massas específicas) dos propelentes sobre a eficiência de massas do sistema propulsivo. Propelentes mais densos requerem tanques de menor volume e com menor massa. Pode-se, assim, definir o impulso específico volumétrico (density specific impulse, em inglês) pela relação:

$$\rho Isp = \frac{Isp}{v} = \left( \frac{m_c + m_{ox}}{V_c + V_{ox}} \right) Isp \quad (2.28)$$

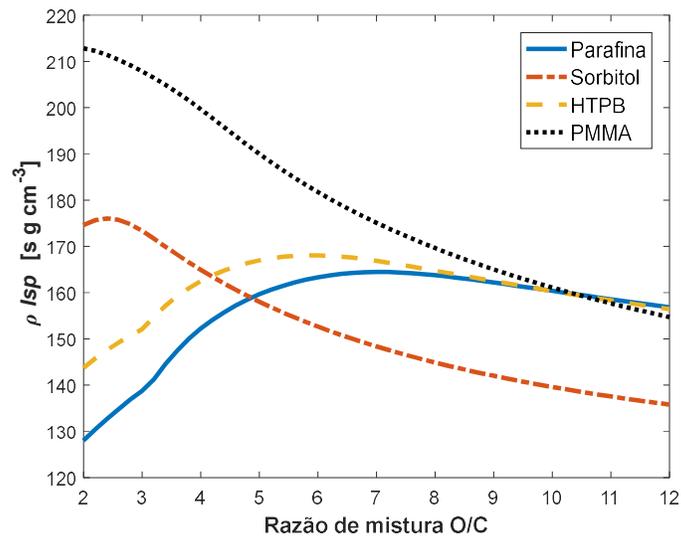
onde  $\rho$  é a massa específica da mistura de propelentes,  $v$  é o volume específico da mistura,  $m_c$  e  $m_{ox}$  as massas de combustível e oxidante armazenados e  $V_c$  e  $V_{ox}$  os respectivos volumes.

A equação (2.28) pode ser reescrita em função da razão de mistura em massa,  $O/C = m_{ox} / m_c$ , na forma de:

$$\rho I_{sp} = \frac{(O/C + 1) \rho_c \rho_{ox}}{\rho_c (O/C) + \rho_{ox}} \quad (2.29)$$

Na Figura 2.10 é apresentado o impulso específico volumétrico para diversos combustíveis em combinação com óxido nitroso.

Figura 2.10 – Impulso específico volumétrico versus razão de mistura O/C em massa para o óxido nitroso em combinação com diversos combustíveis.



Fonte: Produção do autor.

### 2.6.1. Cera de parafina

A cera de parafina é um hidrocarboneto alcano e tem uma estrutura de cadeia linear simples ou ramificados com a composição  $C_nH_{2n+2}$  onde  $n$  é o número de átomos de carbono.

O ponto de fusão da parafina incrementa com a massa molar que é proporcional à sua densidade (FREUND, et al., 1982). A cera de parafina não é cancerígena e sua combustão emite gases pouco tóxicos.

Os combustíveis utilizados em propulsores de foguetes híbridos com base na cera de parafina foram inicialmente estudados por pesquisadores da universidade de Stanford. Para realizar a análise energética da parafina é necessário conhecer sua entalpia de formação. A entalpia de formação da parafina muda com o número de carbonos que possui. Karabeyoglu (2005) encontrou a seguinte relação matemática, baseada em dados experimentais, para a entalpia de formação da parafina sólida

$$\Delta H_f^o = -6,713n_C - 7,846 - C_s(298 - T_a) \quad (2.30)$$

onde  $\Delta H_f^o$  é a entalpia de formação molar da parafina sólida em unidades de kcal/mol,  $n_C$  é o número de átomos de carbono na molécula de parafina,  $C_s$  é o calor específico molar da parafina sólida e  $T_a$  é a temperatura ambiente em graus Kelvin. Na Tabela 2.3, são apresentados alguns valores numéricos da entalpia de formação da parafina sólida calculados com a fórmula anterior.

Os combustíveis com base na parafina têm baixa resistência mecânica, porém isto pode ser minimizado misturando-se alguns aditivos.

Na Tabela 2.4, são apresentados alguns valores numéricos das propriedades físico-químicas para diferentes tipos de parafinas.

Tabela 2.3 – Entalpias de formação de diferentes parafinas sólidas a 298 K.

<b>Cera de parafina</b>	$\Delta H_{f,298}^{\circ}$ [kJ/mol]
C <sub>20</sub> H <sub>42</sub>	-594,572
C <sub>25</sub> H <sub>52</sub>	-735,007
C <sub>30</sub> H <sub>62</sub>	-875,443
C <sub>35</sub> H <sub>72</sub>	-1015,879
C <sub>40</sub> H <sub>82</sub>	-1156,315

Fonte: Produção do autor.

Tabela 2.4 – Propriedades físico-químicas para diferentes parafinas.

	<b>C<sub>20</sub>H<sub>42</sub></b>	<b>C<sub>31</sub>H<sub>64</sub></b>	<b>C<sub>40</sub>H<sub>82</sub></b>	<b>Unidades</b>
Massa molar	282	436	562	g/mol
Ponto de fusão	309,75	341,05	354,65	K
Ponto de ebulição	617,0	731,2	795,2	K
Calor de fusão	248	242	272	kJ/kg
densidade	785 (s)	808 (s)	817 (s)	kg/m <sup>3</sup>
Calor específico fase sólida (298 K)	544,3	824,5	1022	J/mol K
Calor específico fase líquida (353 K)	658	1073	1411	J/mol K

(s): sólido

Fonte: Produção do autor.

Para esta pesquisa é utilizada a cera de parafina Solven Wax 140 a qual tem um aspecto sólido, de cor branca à levemente amarelada (à 25 °C), fabricada e distribuída pela empresa Solven solventes e químicos Ltda. O certificado de análise da empresa indica que o ponto de fusão é de 61,7°C.

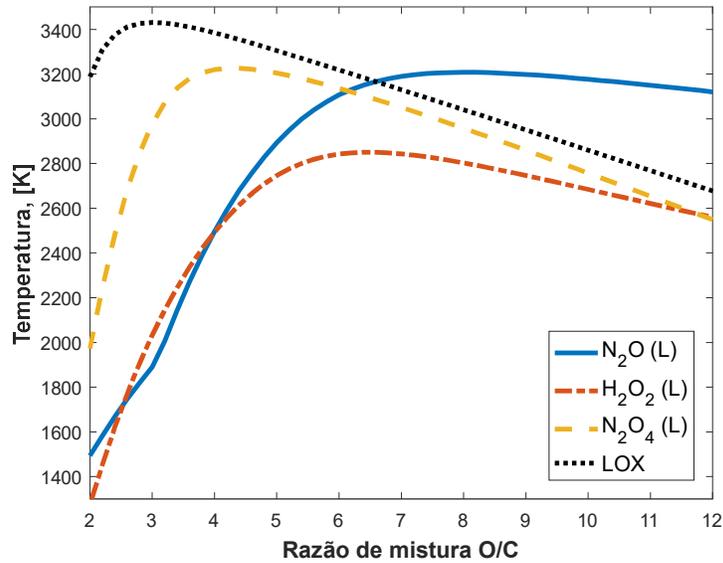
Nas Figuras 2.11, 2.12 e 2.13 são mostrados os parâmetros teóricos de performance da parafina queimando com diferentes oxidantes versus a razão de mistura O/C em massa com pressão de câmara de 5 bar, pressão ambiente de 0,95 bar adoptando uma razão de expansão de 4.

Nessa comparação pode-se observar que a reação entre parafina e oxigênio apresenta um melhor desempenho propulsivo.

No caso da queima de parafina com óxido nitroso, a temperatura de combustão (temperatura de chama adiabática) máxima atinge cerca de 3200 K para O/C ~ 8-9, a velocidade característica máxima alcança cerca de 1600 m/s para O/C ~ 6-7, e o impulso específico máximo atinge cerca de 210 s para O/C ~ 7.

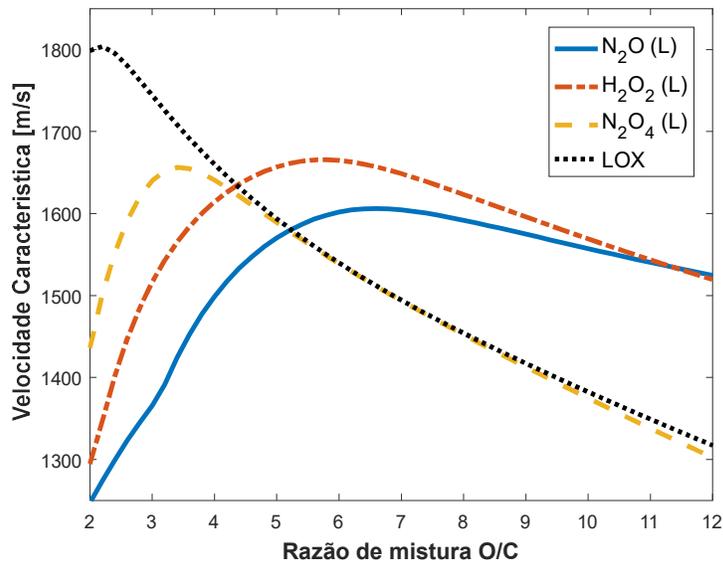
Na Figura 2.14 é apresentado a densidade do impulso específico de diversos oxidantes em combinação com parafina.

Figura 2.11 – Temperatura de combustão versus razão de mistura O/C em massa para a parafina em combinação com diversos oxidantes.



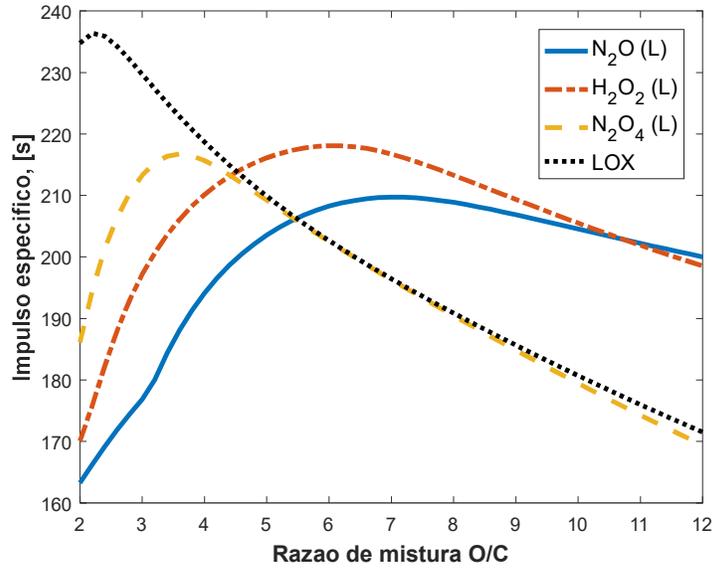
Fonte: Produção do autor.

Figura 2.12 – Velocidade característica versus razão de mistura O/C em massa para a parafina em combinação com diversos oxidantes.



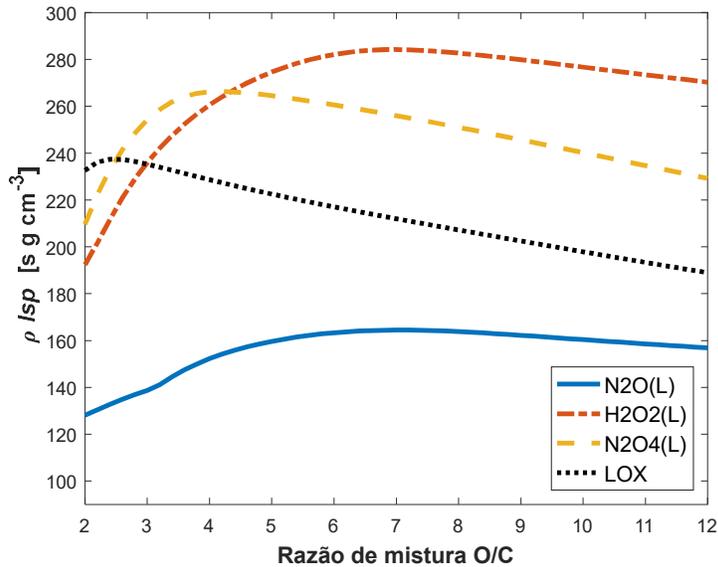
Fonte: Produção do autor.

Figura 2.13 – Impulso específico versus razão de mistura O/C em massa para a parafina em combinação com diversos oxidantes.



Fonte: Produção do autor.

Figura 2.14 – Densidade de impulso específico versus razão de mistura O/C em massa para a parafina em combinação com diversos oxidantes.



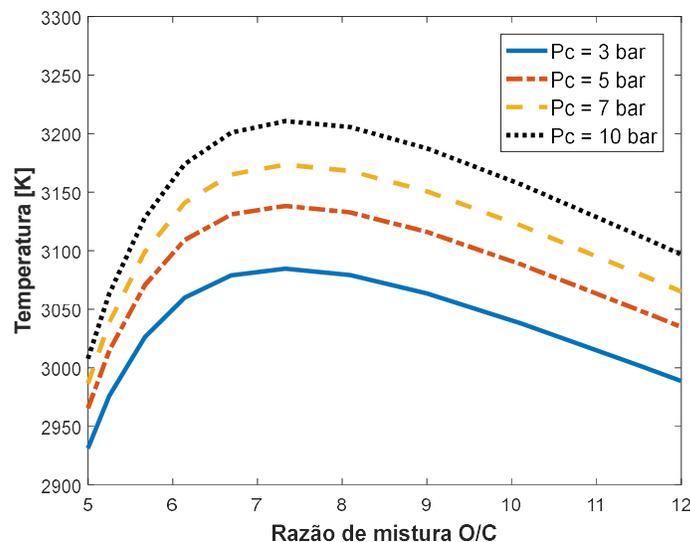
Fonte: Produção do autor.

### 2.6.2. O par propelente cera de parafina e óxido nitroso

Utilizando o software de equilíbrio químico CEA-NASA 2004, foram também realizadas comparações das performances teóricas, sem perdas, do par propelente óxido nitroso gasoso e cera de parafina com diferentes pressões na câmara de combustão.

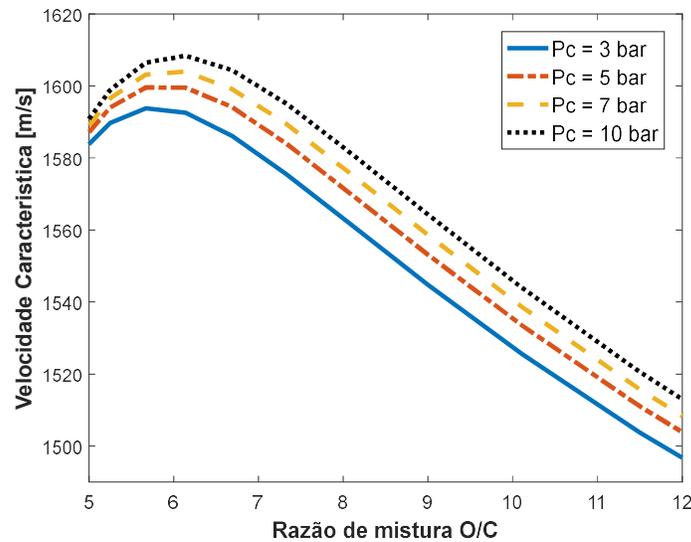
As Figuras 2.15, 2.16 e 2.17 mostram, respectivamente, a temperatura de combustão, a velocidade característica e o impulso específico versus a razão de mistura O/C em massa de cera de parafina e óxido nitroso gasoso, considerando-se diferentes pressões na câmara de combustão considerando a pressão ambiente de 0,95 bar e razão de empuxo de 4. Observa-se que os parâmetros propulsivos são incrementados com o aumento da pressão na câmara de combustão. No entanto, com vistas a reduzir a possibilidade de problemas estruturais da câmara de combustão, foi selecionada uma pressão de 5 bar na câmara do protótipo de propulsor híbrido a ser construído nesta pesquisa de doutorado.

Figura 2.15 – Temperatura de combustão versus razão de mistura O/C em massa, para queima de óxido nitroso gasoso e parafina, com diferentes pressões de câmara.



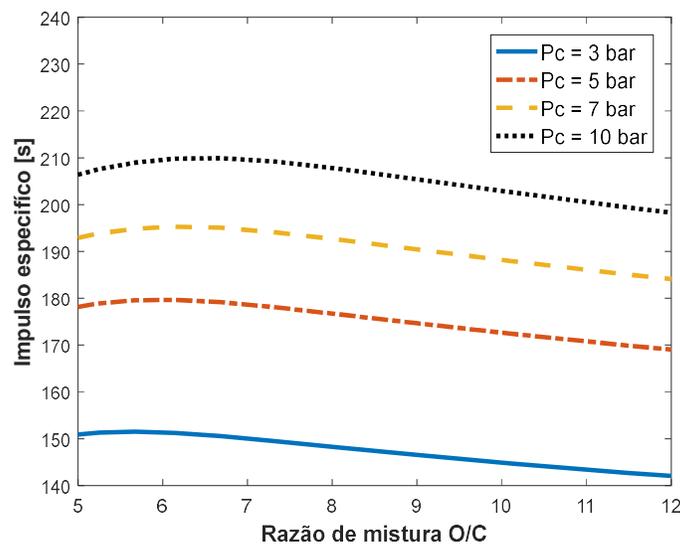
Fonte: Produção do autor.

Figura 2.16 – Velocidade característica versus razão de mistura O/C em massa, para queima de óxido nítrico gasoso e parafina, com diferentes pressões de câmara.



Fonte: Produção do autor.

Figura 2.17 – Impulso específico versus razão de mistura O/C em massa, para queima de óxido nítrico gasoso e parafina, com diferentes pressões de câmara.



Fonte: Produção do autor.

### **2.6.3. Aditivos empregados na preparação do grão combustível**

A adição de negro de fumo em um propelente sólido permite torná-lo opaco à radiação infravermelha. Isto evita o amolecimento interno do grão de parafina por causa da radiação de calor (TURNER, 2009). Foram verificadas diversas pesquisas experimentais em propulsão híbrida utilizando a cera de parafina com adição de negro de fumo em diferentes porcentagens: 5% (BROWN et al., 2005), 2% (BOROS et al., 2009) e 1% (SALVADOR, 2009) A mistura com cera de parafina permite que não ocorra o desprendimento de escamas do combustível sólido (BOROS et al., 2009) e evita que a radiação de calor possa derreter o grão de uma vez (SANTOS et al., 2004), melhorando desta maneira a resistência mecânica do grão sólido de parafina. O negro de fumo é um pigmento produzido pela combustão incompleta dos produtos de petróleo, principalmente a partir do alcatrão de carvão. É uma forma de carbono que tem uma alta razão de área superficial-volume e sua utilização comum é em processos de pigmentação e na fase de reforço em pneus de automóveis. Adicionado às ceras ele diminui a quantidade de energia radiante transmitida da chama para o interior do grão, isto permite diminuir a degradação das propriedades mecânicas do grão.

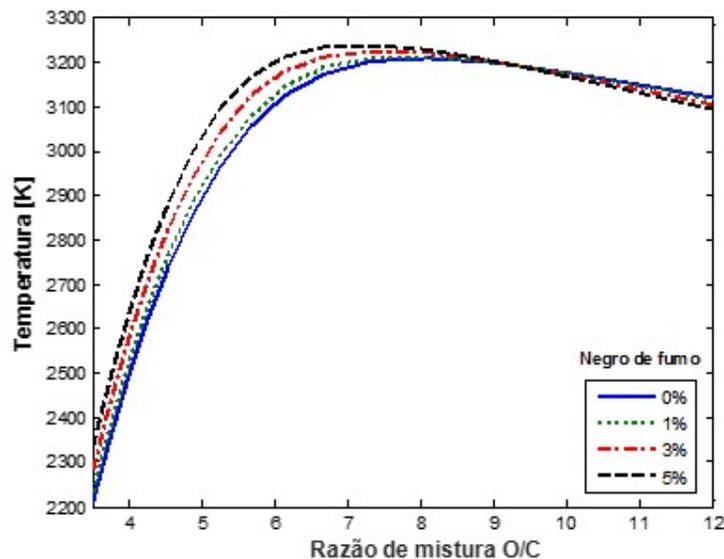
Para esta pesquisa foi utilizado o negro de fumo Monarch 580 em pó fabricado e distribuído pela empresa Cabot. Este aditivo tem uma alta intensidade de coloração com uma excelente dispersibilidade, além de ser estável e incompatível com oxidantes fortes tais como cloratos, bromatos e nitratos os quais permitem que possa reagir exotermicamente. A densidade do negro de fumo Monarch 580 é de 1,7 – 1,9 g/cm<sup>3</sup> a 20°C. O negro de fumo Monarch 580 já foi aplicado em misturas com cera de parafina para propulsores híbridos utilizando uma proporção em massa de 2% e apresentando resultados adequados com relação à resistência mecânica do grão combustível (WEISMILLER et al., 2010).

A reação do óxido nítrico e a cera de parafina dopada com um determinado porcentagem de negro de fumo gera variações nos parâmetros de performance

(impulso específico, velocidade característica, etc) do motor híbrido. As variações nos parâmetros teóricos são apresentadas nas Figuras 2.18, 2.19 e 2.20 onde se pode observar que o incremento da percentagem de negro de fumo diminui a performance propulsiva. Consideraram-se a pressão na câmara de 5 bar e pressão ambiente de 0,95 bar e razão de expansão de 4.

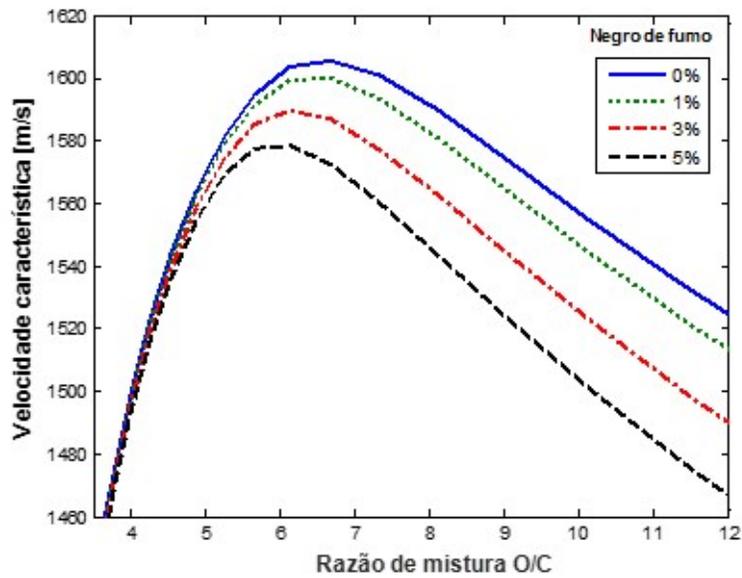
Verifica-se que a temperatura de combustão aumenta até se atingir uma razão O/C aproximada de 7. O negro de fumo com percentagem de 1 % em massa não tem um efeito muito considerável na reação de cera de parafina e óxido nitroso. Então, na produção de grãos de combustível sólido de parafina para esta pesquisa foi adicionado 1% de negro de fumo em massa. O incremento da pressão na câmara de combustão gera pequenas mudanças nos diversos parâmetros de performance do motor quando se adiciona 1% de negro de fumo na cera de parafina. As Figuras 2.21, 2.22 e 2.23 indicam estas mudanças.

Figura 2.18 – Temperatura de combustão versus razão de mistura O/C em massa, para óxido nitroso e parafina dopada com negro de fumo em diferentes percentagens.



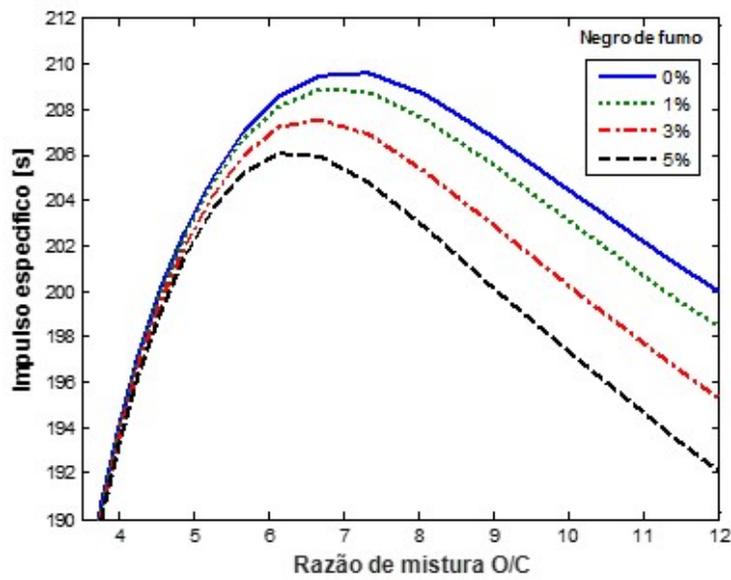
Fonte: Produção do autor.

Figura 2.19 – Velocidade característica versus razão de mistura O/C em massa, para óxido nítrico e parafina dopada com negro de fumo em diferentes porcentagens.



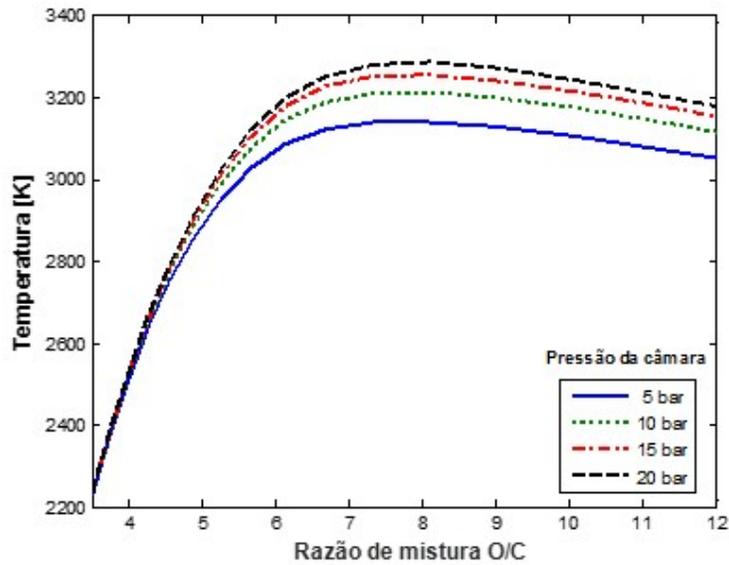
Fonte: Produção do autor.

Figura 2.20 – Impulso específico versus razão de mistura O/C em massa, para óxido nítrico e parafina dopada com negro de fumo em diferentes porcentagens.



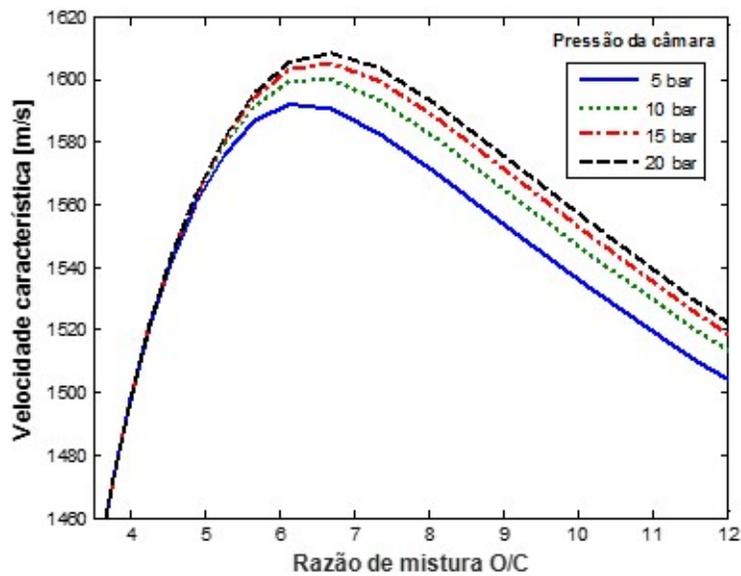
Fonte: Produção do autor.

Figura 2.21 – Temperatura de combustão versus razão de mistura O/C em massa, para óxido nitroso e parafina dopada com 1% de negro de fumo, em diferentes pressões da câmara de combustão.



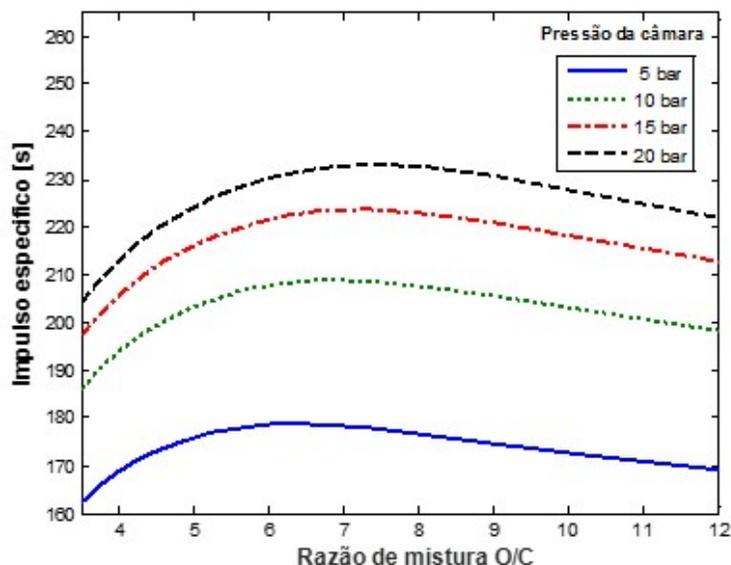
Fonte: Produção do autor.

Figura 2.22 – Velocidade característica versus razão de mistura O/C em massa, para óxido nitroso e parafina dopada com 1% de negro de fumo, em diferentes pressões da câmara de combustão.



Fonte: Produção do autor.

Figura 2.23 – Impulso específico versus razão de mistura O/C em massa, para óxido nítrico e parafina dopada com 1% de negro de fumo, em diferentes pressões da câmara de combustão.



Fonte: Produção do autor.

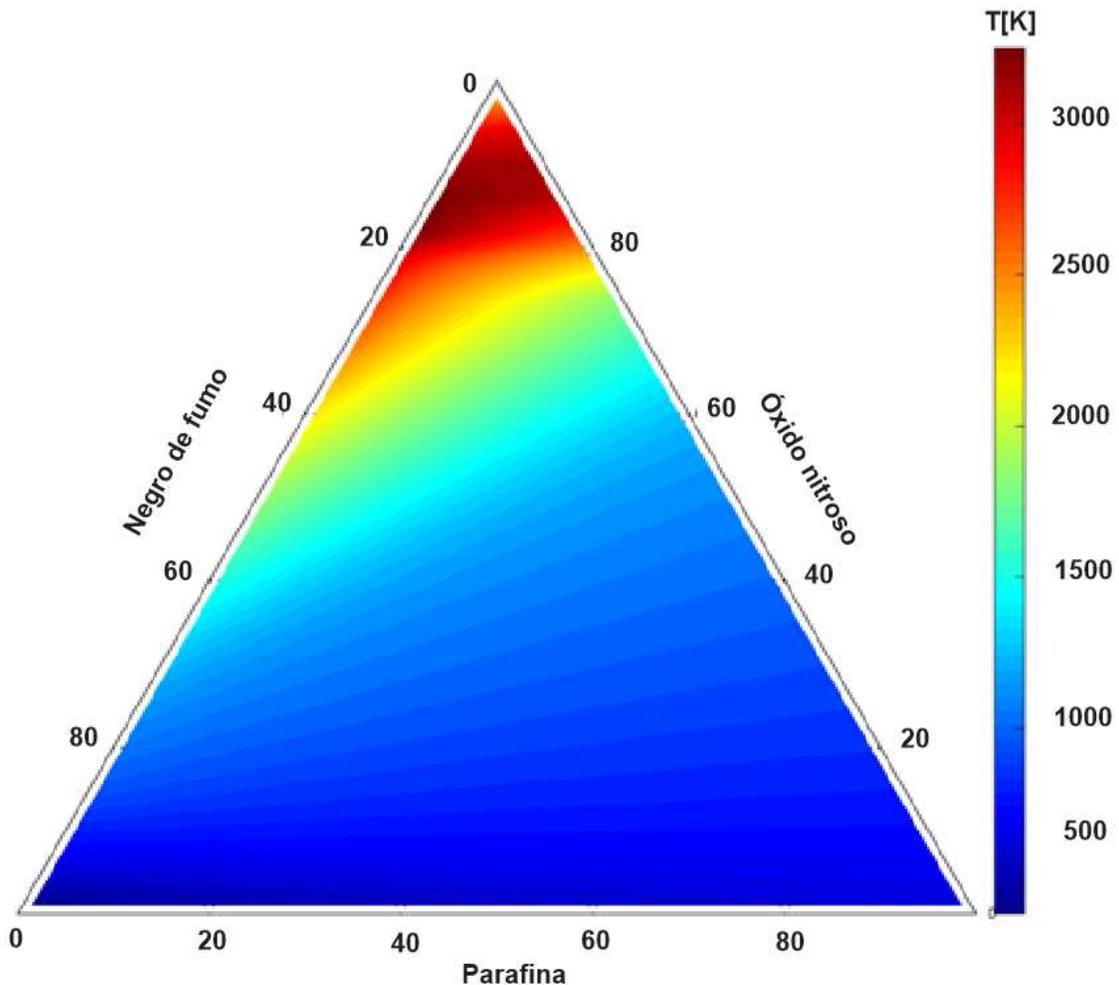
Na preparação do grão de combustível sólido é utilizado um dispersante com a finalidade de evitar a aglomeração das partículas de negro de fumo. O aditivo dispersante Disperbyk-2150 foi utilizado anteriormente na preparação de grãos sólidos de parafina no Laboratório Associado de Propulsão e Combustão do INPE, sendo demonstrada a solubilidade com este tipo de combustível (Salvador, 2007).

O Disperbyk-2150 foi fornecido pela empresa Bandeirante Brazmo Química Ltda. Este dispersante adicionalmente melhora a fluidez e permite um maior grau de pigmentação, devido à redução da viscosidade. Este dispersante é um líquido de cor amarela e emite odor similar a um éster, possui uma densidade de 1,01 g/cm<sup>3</sup> a 20°C.

Outro aditivo utilizado é o corante preto para velas da empresa Saramnil o qual garante a cor do grão sólido de parafina.

Nas Figuras 2.24, 2.25 e 2.26 são apresentadas as variações da temperatura de combustão, coeficiente de empuxo e impulso específico para diversas combinações de parafina, óxido nítrico e negro de fumo em percentagens. Esses gráficos ternários foram obtidos assumindo equilíbrio químico para as condições de tubeira ajustada à pressão atmosférica.

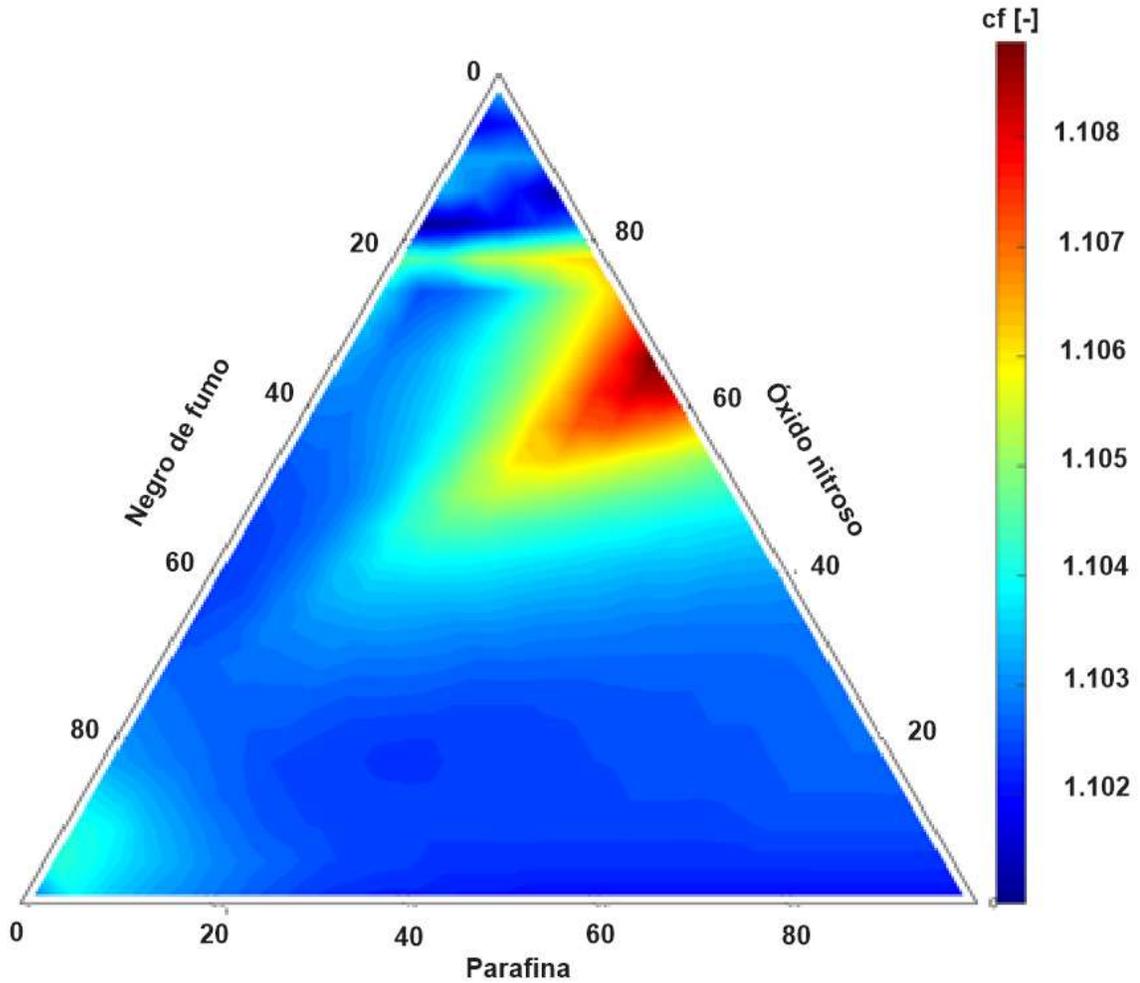
Figura 2.24 – Gráfico ternário de temperatura de chama adiabática da reação de parafina, negro de fumo e óxido nítrico para pressão de 5 bar na câmara de combustão.



Os valores nos lados do triângulo indicam as percentagens em massa dos componentes da mistura.

Fonte: Produção do autor

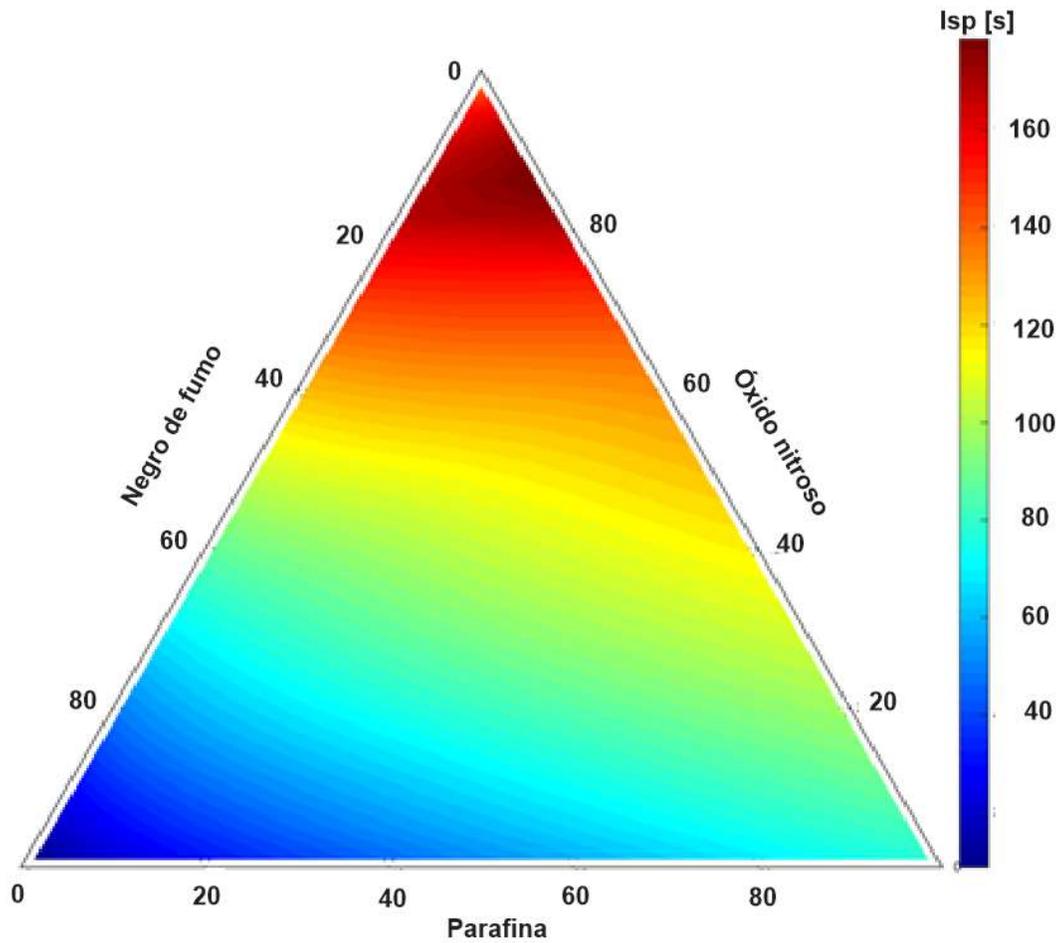
Figura 2.25 – Gráfico ternário do coeficiente de empuxo da reação de parafina, negro de fumo e óxido nítrico para pressão de 5 bar na câmara de combustão e razão de expansão igual a 4.



Os valores nos lados do triângulo indicam as percentagens em massa dos componentes da mistura.

Fonte: Produção do autor.

Figura 2.26 – Gráfico ternário do impulso específico da reação de parafina, negro de fumo e óxido nítrico para pressão de 5 bar na câmara de combustão e razão de expansão igual a 4.



Os valores nos lados do triângulo indicam as percentagens em massa dos componentes da mistura.

Fonte: Produção do autor.

## 2.7. Taxa de regressão da parafina e óxido nitroso

Na literatura científica são encontradas pesquisas sobre este par propelente onde foram determinadas as taxas de regressão experimental da parafina com N<sub>2</sub>O em função do fluxo mássico de oxidante de acordo com a relação  $\dot{r} = a G_{ox}^n$  (SUTTON, 2007).

A Tabela 2.5 apresenta um resumo de valores experimentais do coeficiente e do expoente do fluxo de massa de oxidante na equação da taxa de regressão encontrados na literatura para a reação entre a cera de parafina e óxido nitroso. Na Figura 2.27 é apresentada a comparação dos dados da parafina e óxido nitroso indicados na Tabela 2.5

Tabela 2.5 – Coeficientes experimentais de taxa de regressão da parafina e o óxido nitroso para unidades do SI.

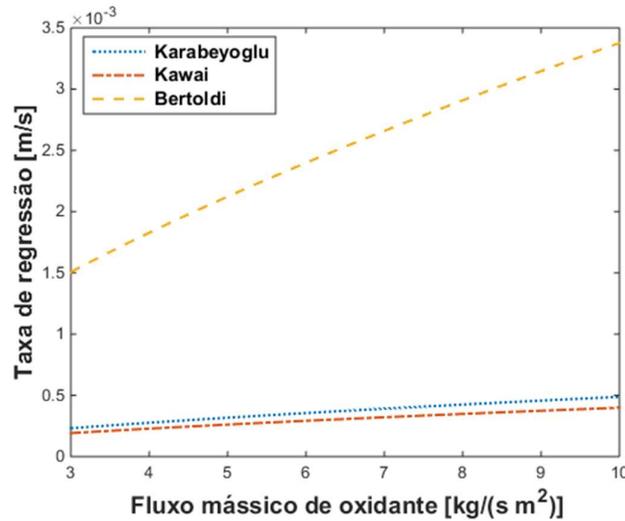
Propelentes	<i>a</i>	<i>n</i>	Observação	Referência
(L) N <sub>2</sub> O/Parafina	1,17 x 10 <sup>-4</sup>	0,62	Escoamento axial, híbrido convencional	Karabeyoglu et al. (2004)
(G) N <sub>2</sub> O/Parafina	9,80 x 10 <sup>-5</sup>	0,61	Escoamento axial, híbrido convencional	Kawai et al. (2013)
(L) N <sub>2</sub> O/Parafina	7,22 x 10 <sup>-4</sup>	0,67	Utilização de injetores centrífugos	Bertoldi (2007)

Fonte: Produção do autor.

A parafina apresenta taxas de regressão superiores aos combustíveis convencionais de propulsores híbridos. A parafina gera uma taxa de queima da ordem de três ou quatro vezes mais elevadas que o HTPB (KARABEYOGLU, 2001, 2003). De acordo com as pesquisas de Karabeyoglu (2001), materiais como a parafina possuem uma temperatura de fusão relativamente baixa, permitindo a formação de uma camada líquida sobre sua mesma superfície sólida. Essa camada líquida apresenta baixa tensão superficial e baixa viscosidade. Certa quantidade desta camada líquida consegue ser vaporizada, mas a maior parte desta camada líquida é arrastada pela corrente de gás do

oxidante sem realizar nenhuma vaporização o que permite a formação de ondas instáveis na camada líquida, geradas na interface líquido-gás pelo fenômeno de instabilidade Kelvin-Helmholtz (KUO, 2011) que acontece quando a velocidade do gás é muito maior que a da camada líquida (ver Figura 2.28). Estas ondas são as principais responsáveis por facilitar o arrasto das gotas líquidas dentro da zona de combustão (SIMURDA, 2012), permitindo assim um aumento na transferência de massa e, como consequência, um incremento na taxa de regressão.

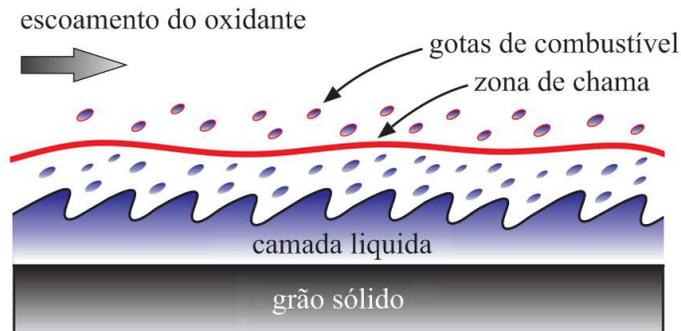
Figura 2.27 – Comparação da taxa de regressão experimental para o par propelente parafina/óxido nítrico.



Karabeyoglu e Kawai utilizaram um motor convencional com escoamento axial enquanto Bertoldi utilizou injetores centrífugos criando um escoamento vortical.

Fonte: Produção do autor.

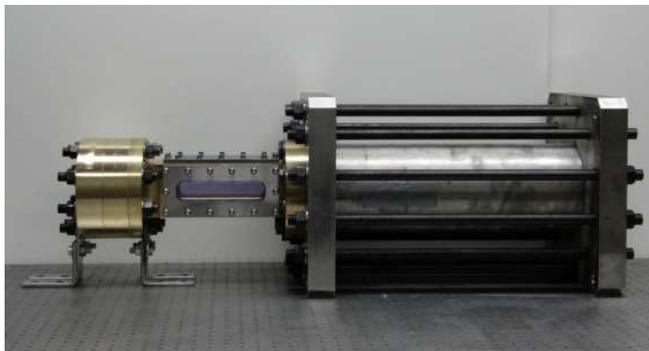
Figura 2.28 – Ilustração do mecanismo de regressão na parafina.



Fonte: Produção do autor.

O mecanismo de regressão da parafina descrito anteriormente foi observado experimentalmente na universidade de Stanford (CHANDLER et al., 2012), utilizando um projeto de bancada adequado para essa finalidade (ver Figura 2.29). Isto demonstrou as hipóteses teóricas de Karabeyoglu (2001) sobre a existência de uma camada líquida no processo de queima da parafina o que conseqüentemente permite o aumento da taxa de regressão para este tipo de combustíveis. Por outro lado, também na universidade Tokai, no Japão, foi realizada a queima de parafina injetando oxigênio gasoso em forma vortical dentro da câmara de combustão, gerando um incremento na taxa de regressão da parafina comparado com os propulsores híbridos convencionais que geralmente utilizam injeção axial (HIKONE et al., 2010).

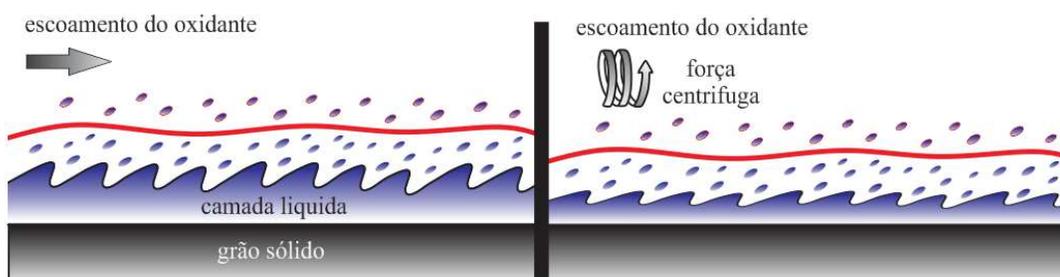
Figura 2.29 – Ilustração Imagem do aparelho para visualizar a queima da parafina da universidade de Stanford.



Fonte: [http://spase.stanford.edu/High\\_Regression\\_Rate\\_Fuels.html](http://spase.stanford.edu/High_Regression_Rate_Fuels.html).

A força centrífuga produzida pelo escoamento vortical (ver Figura 2.30), torna a espessura da camada líquida formada sobre a superfície da parafina sólida muito mais fina, permitindo o incremento na transferência de calor desde a superfície sólida à camada limite. O aumento na transferência de calor incrementa a taxa de regressão (SHINOHARA, 2012).

Figura 2.30 – Comparação entre o escoamento axial e o centrífugo para o caso da parafina dentro de uma câmara de combustão.



Fonte: Produção do autor.

Outro método que permite melhorar a taxa de regressão nos propulsores híbridos é a utilização de aditivos no combustível. O pó de alumínio é um aditivo metálico que absorve o calor de radiação no processo de combustão ocasionando o aquecimento do grão combustível para facilitar o processo de vaporização.

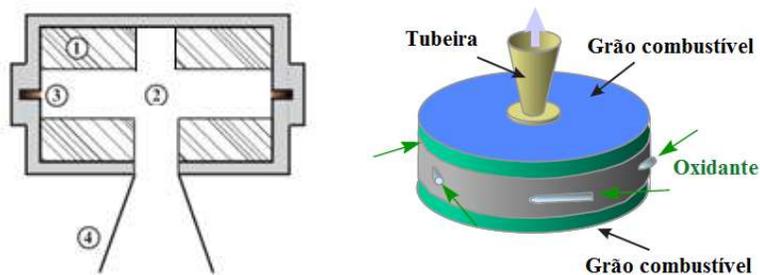
Os aditivos metálicos permitem obter curtos atrasos de tempo na ignição e elevada liberação de calor perto da superfície de regressão do combustível sólido. A adição de pós metálicos de alta energia, também aumenta a densidade do combustível e, portanto, a densidade de impulso específico. Entre as características indesejáveis dos aditivos metálicos, pode-se reconhecer a tendência de que os aditivos metálicos como o alumínio formam uma camada de óxido durante o armazenamento e a fabricação do combustível sólido (FANTON et al., 2012). Foram realizadas pesquisas adicionando alumínio na cera de parafina dando como resultado o incremento na temperatura de combustão e na

taxa de regressão do combustível (MCCORMICK et al., 2005). Outra vantagem de adicionar alumínio na cera de parafina é a diminuição da razão ótima de oxidante-combustível permitindo a redução volumétrica do tanque de oxidante.

## 2.8. Propulsor híbrido de injeção vortical

O motor híbrido em formato “vortex flow pancake” (PHV ou VFP) inicialmente foi pesquisado e projetado na universidade de Surrey (HAAG, 2001). Esta nova geometria de propulsor é considerada como uma das menores de tecnologia híbrida desenvolvida nos últimos anos (MEADORS, 2008). A geometria deste propulsor consiste em dois grãos cilíndricos combustíveis concêntricos dentro da câmara de combustão. O oxidante é injetado entre os cilindros de forma tangencial e turbilhonado na câmara de combustão em direção ao orifício central que está alinhado com o canal de saída da tubeira externa (ver Figura 2.31).

Figura 2.31 – Esquema do motor híbrido vortical tipo panqueca.



1: Grão combustível; 2: Câmara de combustão; 3: Sistema de injeção; 4: Tubeira.

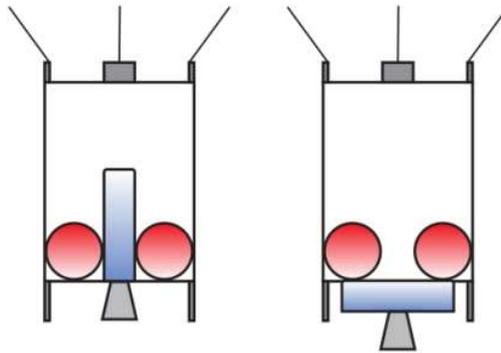
Fonte: Produção do autor.

A geração do escoamento vortical de oxidante melhora a mistura dos propelentes e reduz o tamanho da câmara de combustão e, como consequência, há um maior tempo de residência dos propelentes. No caso de oxidantes como o óxido nítrico com escoamento vortical pode gerar uma camada fria sobre as paredes da câmara de combustão permitindo assim a proteção térmica dessa câmara para altas temperaturas atingidas pela reação química.

De forma geral, o PHV pode incrementar a eficiência de mistura do combustível com o oxidante (i.e, incremento da eficiência de combustão), incremento da eficiência volumétrica da câmara de combustão, como também aumento no tempo de residência dos propelentes além de manter as paredes das câmaras de combustão resfriadas no caso da injeção de oxidantes criogênicos.

A configuração compacta do propulsor pancake com uma razão de comprimento/diâmetro menor de 1 simplifica a integração do sistema de propulsão em plataformas de satélites (ver Figura 2.32).

Figura 2.32 – Posicionamento do sistema de propulsão com o propulsor híbrido convencional e pancake em uma plataforma satelital.



Esquerda: propulsor convencional. Direita: propulsor com injeção vortical.

Fonte: Produção do autor.

### 3 METODOLOGIA

#### 3.1. Propulsor híbrido de queima dupla e injeção vortical

O anteprojeto do protótipo de propulsor híbrido de queima dupla e injeção vortical foi realizado com ajuda do software CEA NASA. Foram adotados um empuxo de 50 N e pressão de 5 bar na câmara de combustão, visando aplicações de baixo empuxo, redução no consumo de propelentes durante os testes, redução de peso e maior segurança de operação. Foram admitidas condições de equilíbrio químico na câmara e no escoamento ao longo da tubeira, considerou-se tubeira ajustada para pressão ambiente de 0,95 bar e foi adotada uma razão de mistura O/C mássica igual a 7 para a queima de óxido nitroso e cera de parafina com 1% de negro de fumo. Alguns dos parâmetros calculados estão descritos na Tabela 3.1.

Tabela 3.1 – Parâmetros teóricos para reação de óxido nitroso e cera de parafina.

Parâmetros	Valor	Unidade
Razão de expansão	1,564	-
Velocidade característica	1594,7	m/s
Impulso específico	179,3	s
Coefficiente de empuxo	1,1027	-
Temperatura de chama adiabática	3121,77	K

Fonte: Produção do autor.

A área da garganta foi calculada por

$$A_g = \frac{F}{P_c c_F} \quad (3.1)$$

dando

$$A_g = \frac{50}{(5 \times 10^5) \times 1,1027} = 9,068 \times 10^{-5} \text{ m}^2 \quad (3.2)$$

O diâmetro da garganta é obtido de

$$d_g = \sqrt{\frac{4A_g}{\pi}} \quad (3.3)$$

resultando

$$d_g = \sqrt{\frac{4.90,68}{\pi}} = 10,74 \text{ mm} \quad (3.4)$$

O diâmetro de saída da tubeira é dado por

$$d_s = d_g \sqrt{\varepsilon} \quad (3.5)$$

fornecendo

$$d_s = 10,74 \sqrt{1,564} = 13,43 \text{ mm} \quad (3.6)$$

Portanto o raio de saída da tubeira é 6,71 mm. O comprimento de divergência da tubeira para um ângulo de divergência de 15° é calculado através de

$$L = \frac{d_s (\sqrt{\varepsilon} - 1)}{2 \tan \alpha} \quad (3.7)$$

resultando

$$L = \frac{10,74 (\sqrt{1,564} - 1)}{2 \tan 15^\circ} = 5,02 \text{ mm} \quad (3.8)$$

A vazão total de propelente que passa pela tubeira é determinada por

$$\dot{m}_{total} = \frac{P_C A_g}{c^*} \quad (3.9)$$

dando

$$\dot{m}_{total} = \left( \frac{(5 \times 10^5 \text{ N/m}^2)(9,0686 \times 10^{-5} \text{ m}^2)}{1594,7 \text{ m/s}} \right) / 1000 = 28,43 \text{ g/s} \quad (3.10)$$

A vazão de combustível é calculada então por

$$\dot{m}_c = \frac{\dot{m}_{total}}{O/C+1} \quad (3.11)$$

fornecendo

$$\dot{m}_c = \frac{28,43 \text{ g/s}}{7+1} = 3,55 \text{ g/s} \quad (3.12)$$

A vazão de oxidante é obtida de

$$\dot{m}_{ox} = \dot{m}_{total} - \dot{m}_c \quad (3.13)$$

ou

$$\dot{m}_{ox} = 28,43 \text{ g/s} - 3,55 \text{ g/s} = 24,88 \text{ g/s} \quad (3.14)$$

A área total transversal de injeção necessária para a vazão de oxidante requerida é determinada por:

$$A_{inj,ox} = \frac{\dot{m}_{ox}}{\rho_{ox} C_d \sqrt{\frac{2ZRT}{M} \left( \frac{\gamma}{\gamma-1} \right) \left[ \left( \frac{P_C}{P_{linha}} \right)^{\frac{2}{\gamma}} - \left( \frac{P_C}{P_{linha}} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}} \right]}} \quad (3.15)$$

$$A_{inj,ox} = 1,0941 \times 10^{-4} \text{ m}^2 \quad (3.16)$$

Admitiu-se que o óxido nitroso gasoso passando pela linha de alimentação encontra-se a uma temperatura de 298 K, com densidade de 1,80 kg/m<sup>3</sup>, fator de compressibilidade de 0,99453, razão de calores específicos de 1,28 e, além disso, considerando que o coeficiente de descarga é de 0,9 e a pressão da linha é cerca de 6,6 bar.

As conexões de alimentação de óxido nitroso gasoso para a câmara de combustão do propulsor são de 1/4 de polegada de diâmetro, por outro lado, o sistema de injeção do propulsor híbrido vortical precisa de 6 entradas tangenciais com 1/4 de polegada de diâmetro para gerar um vórtice dentro da câmara com a vazão de oxidante requerida.

A taxa de queima volumétrica do combustível é

$$\dot{V}_c = \frac{\dot{m}_c}{\rho_c} \quad (3.17)$$

$$\dot{V}_c = \frac{0,00355 \text{ kg/s}}{785 \text{ kg/m}^3} = 4,5223 \times 10^{-6} \text{ m}^3/\text{s} \quad (3.18)$$

Portanto, a área de queima requerida da parafina é calculada de

$$A_q = \frac{\dot{V}_c}{\dot{r}} \quad (3.19)$$

$$A_q = \frac{4,5223 \times 10^{-6} \text{ m}^3/\text{s}}{1,9154 \times 10^{-4} \text{ m/s}} = 0,0236 \text{ m}^2 \quad (3.20)$$

A taxa de regressão foi obtida dos dados experimentais de Kawai et al. (2013), considerando-se  $G_{ox} = 3 \text{ kg}/(\text{m}^2\text{s})$ . Uma vez que são usados dois grãos de combustível no propulsor de queima dual, a superfície de contato é de 0,0118  $\text{m}^2$  para cada grão. Agora, considerando-se os canais ou furos de cada grão de combustível, um furo para a saída dos produtos através de um grão e outro furo para a fixação do outro grão, o diâmetro externo dos grãos de parafina deve ser de 123,7 mm para se atingir a área de queima do projeto, que por sua vez é igual ao diâmetro interno da câmara de combustão. Assim, o diâmetro externo da câmara de combustão deve ser 128,7 mm para uma espessura de parede na câmara de 5 mm para garantir uma resistência adequada à pressão de operação do propulsor.

Como exemplo de aplicação, pode-se considerar a instalação desse motor em um pequeno satélite com massa inicial de 20 kg o qual realizará uma

transferência de órbita de 300 a 450 km. Portanto, a velocidade necessária  $\Delta V$  calculada com a Equação 2.10 é  $\Delta V = 85,3 \text{ m/s}$ . Nestas condições, a massa de propelente necessária é determinada por

$$m_p = m_i \left( 1 - e^{-\left(\frac{\Delta V}{I_{sp} g}\right)} \right) \quad (3.21)$$

resultando

$$m_p = 20 \text{ kg} \left( 1 - e^{-\left(\frac{85,3 \text{ m/s}}{179,3 \text{ s} (9,81 \text{ m/s}^2)}\right)} \right) = 0,95 \text{ kg} \quad (3.22)$$

Portanto, a massa de combustível necessária é calculada de

$$m_c = m_p / (O/C + 1) \quad (3.23)$$

$$m_c = 0,95 / (7 + 1) = 0,12 \text{ kg} \quad (3.24)$$

Então, a massa do oxidante necessária

$$m_{ox} = m_p - m_c \quad (3.25)$$

$$m_{ox} = 0,95 \text{ kg} - 0,12 \text{ kg} = 0,83 \text{ kg} \quad (3.26)$$

Portanto, o tempo de queima da combustão dos propelentes é

$$t_q = m_{ox} / \dot{m}_{ox} \quad (3.27)$$

$$t_q = \frac{0,83 \text{ kg}}{0,0249 \text{ kg/s}} = 33,3 \text{ s} \quad (3.28)$$

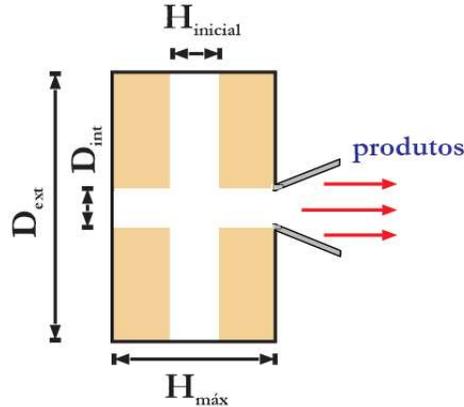
O impulso total fornecido pelo motor é

$$I = F t_q \quad (3.29)$$

$$I = (50 \text{ N}) (33,3 \text{ s}) = 1666,7 \text{ N s} \quad (3.30)$$

As dimensões e a disposição dos grãos do propelente sólido na câmara são mostrados na Figura 3.1.

Figura 3.1 – Modelo simplificado da geometria dos grãos propelentes no propulsor híbrido vortical.



Fonte: Produção do autor

Um modelo simplificado do funcionamento do propulsor pode ser desenvolvido a partir da definição do fluxo de massa de oxidante:

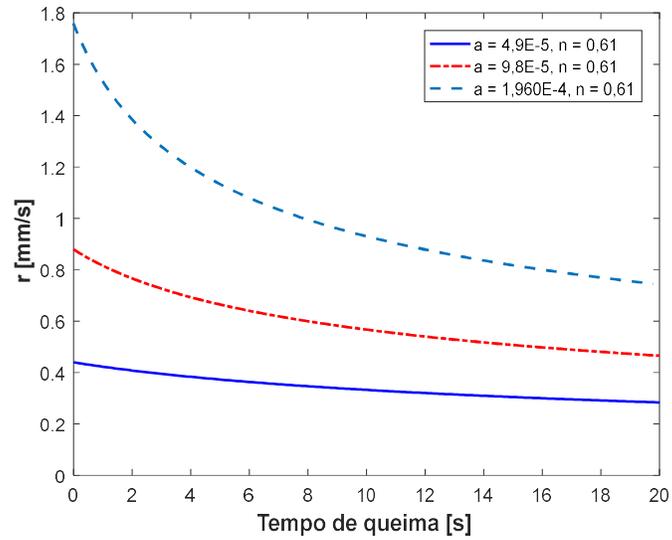
$$G_{ox}(t) = \frac{\dot{m}_{ox}}{A(t)} \quad (3.31a)$$

onde  $A(t) \cong \left\{ \left( D_{ext} - D_{int} \right) / 2 \right\} H(t)$ ,  $D_{ext}$  e  $D_{int}$  são os diâmetros externo e interno dos grãos, respectivamente, e  $H$  é a distância entre os grãos.

$$H(t) = H_{inicial} + 2 \int_0^{t_q} \dot{r}(t) dt \quad \text{ou} \quad H(t) = H_{inicial} + 2 \int_0^{t_q} a G_{ox}^n(t) dt \quad (3.31b)$$

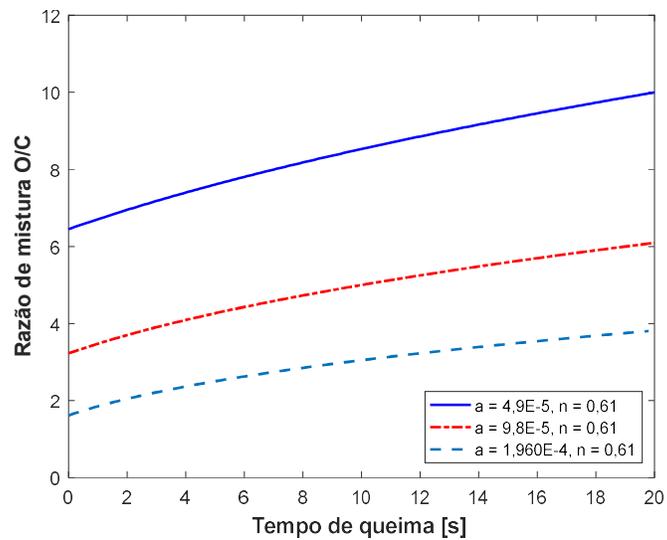
A solução da equação anterior pode ser obtida por um processo iterativo, uma vez que o fluxo de massa dentro da integral também depende de  $H(t)$ . O código desenvolvido é listado no Anexo A. As Figuras 3.2 a 3.7 apresentam as variações no tempo de diferentes parâmetros (taxa de regressão, razão de mistura,  $I_{sp}$ , empuxo, etc) utilizando o modelo simplificado, considerando 50, 100 e 200 % dos valores de taxa de regressão obtidos por Kawai et al. (2013).

Figura 3.2 – Comportamento da taxa de regressão para o modelo de queima simplificado do propulsor híbrido vortical.



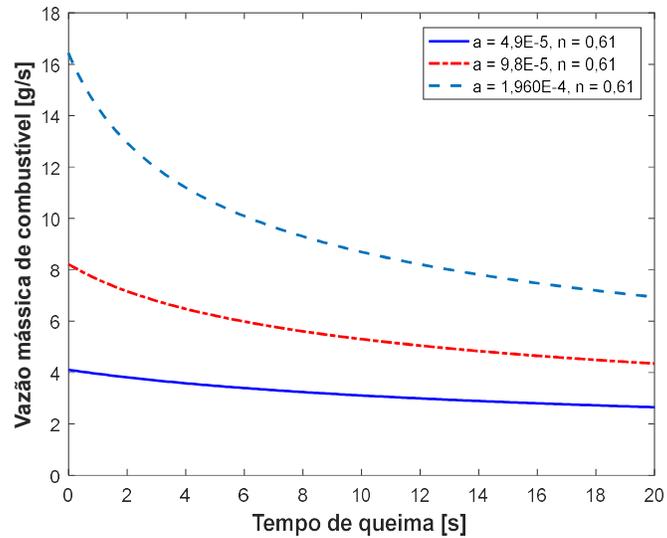
Fonte: Produção do autor.

Figura 3.3 – Comportamento da razão de mistura O/C para o modelo de queima simplificado do propulsor híbrido vortical.



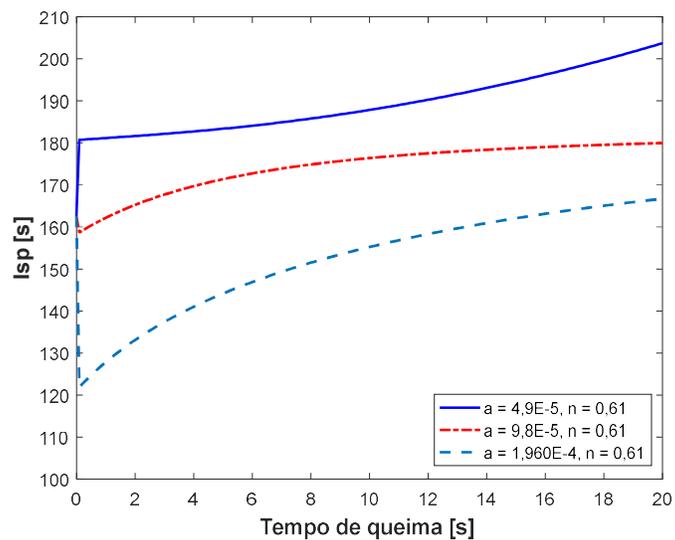
Fonte: Produção do autor.

Figura 3.4 – Comportamento da vazão mássica de combustível para o modelo de queima simplificado do propulsor híbrido vortical.



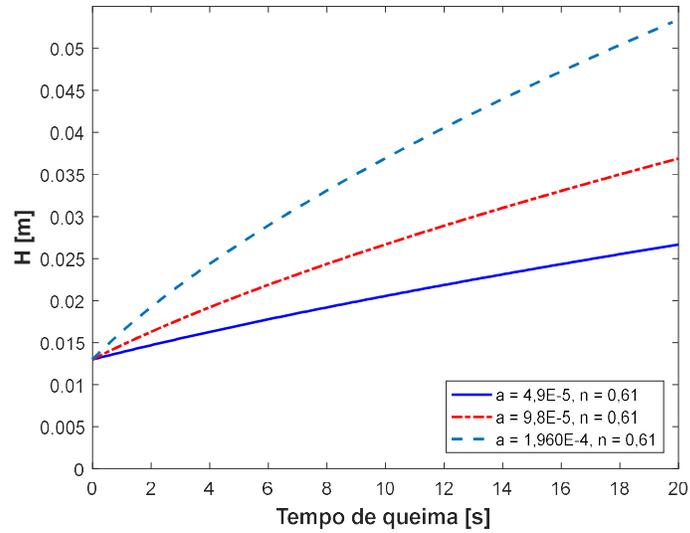
Fonte: Produção do autor.

Figura 3.5 – Comportamento do impulso específico para o modelo de queima simplificado do propulsor híbrido vortical.



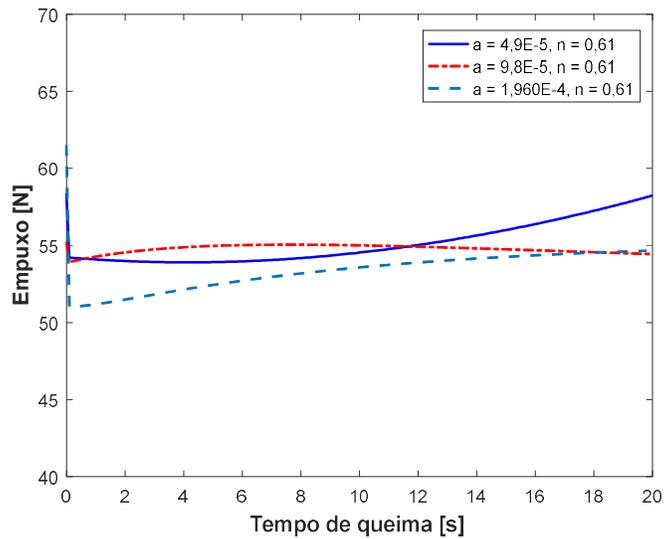
Fonte: Produção do autor.

Figura 3.6 – Comportamento do H para o modelo de queima simplificado do propulsor híbrido vortical.



Fonte: Produção do autor.

Figura 3.7 – Comportamento do empuxo para o modelo de queima simplificado do propulsor híbrido vortical.

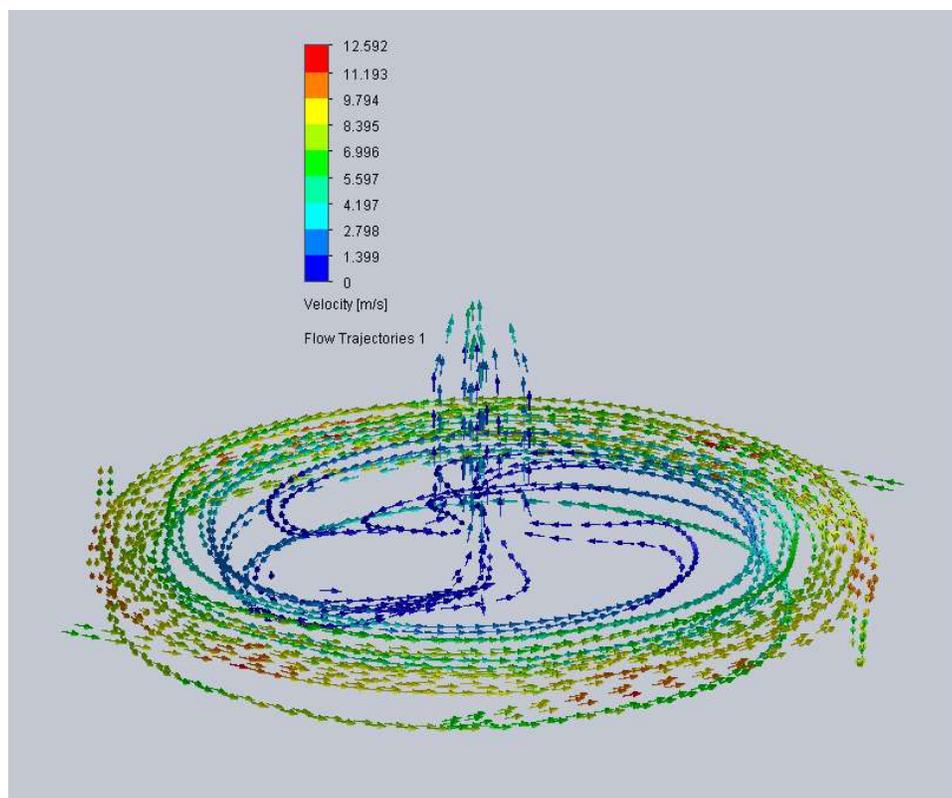


Fonte: Produção do autor.

A variação da separação entre os grãos  $H(t)$  influencia o escoamento dentro da câmara de combustão. A determinação do parâmetro  $H_{inicial}$  no projeto foi realizada após análise de simulações computacionais 3D do escoamento do gás de óxido nitroso em condições a frio. Para estas simulações, foram utilizadas as equações de Navier-Stokes, discretizadas por meio de volumes finitos.

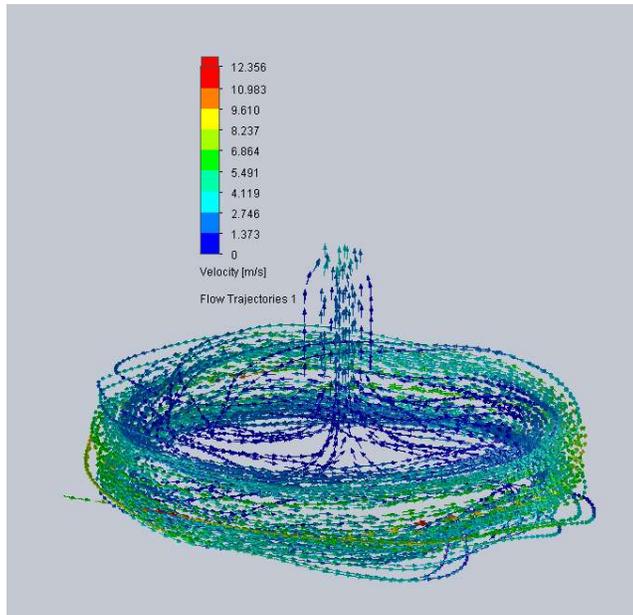
Nas Figuras 3.8, 3.9 e 3.10 são apresentados os efeitos da distância entre os grãos de parafina sobre o escoamento em regime permanente dentro da câmara de combustão. O escoamento fica mais estável quando a distância de separação é de 13 mm. Este valor foi considerado no projeto e fabricação do propulsor.

Figura 3.8 – Comportamento do escoamento frio de  $N_2O$  para separação de 13 mm entre grãos propelentes.



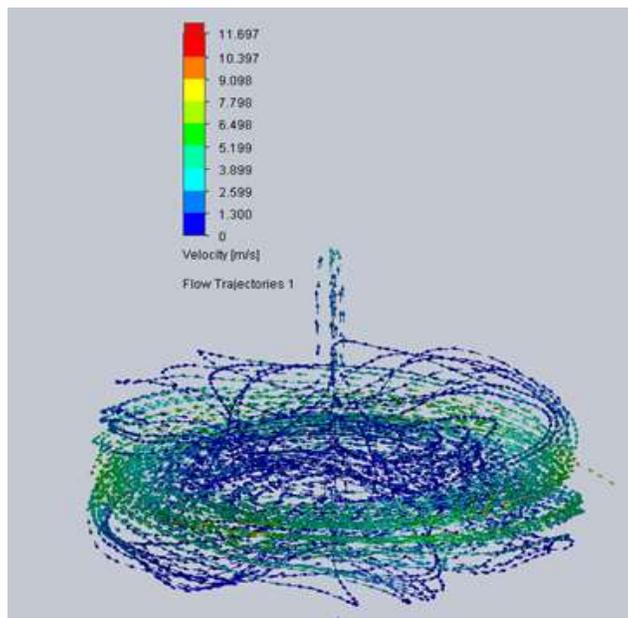
Fonte: Produção do autor.

Figura 3.9 – Comportamento do escoamento frio de  $N_2O$  para separação de 30 mm entre grãos propelentes.



Fonte: Produção do autor.

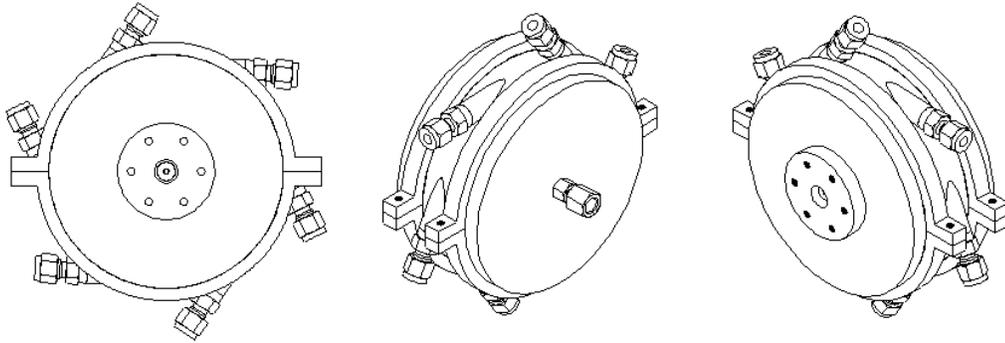
Figura 3.10 – Comportamento do escoamento frio de  $N_2O$  para separação de 50 mm entre grãos propelentes.



Fonte: Produção do autor.

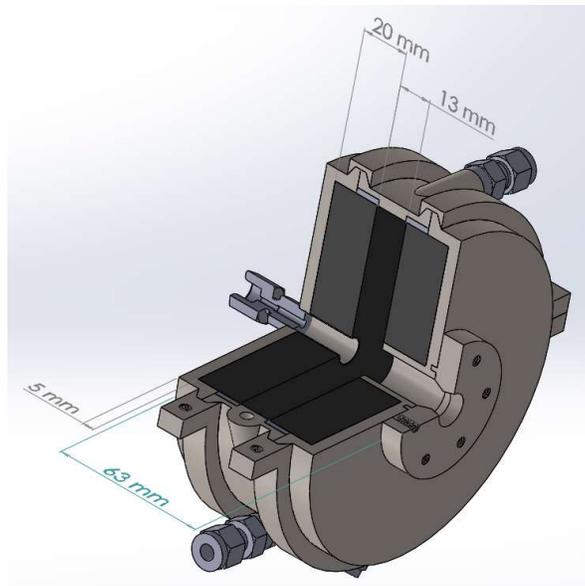
Com base nos parâmetros determinados e calculados anteriormente, podem-se observar na Figura 3.11 diferentes vistas do conjunto do propulsor híbrido vortical enquanto a Figura 3.12 mostra uma vista em corte com algumas dimensões do propulsor projetado para a realização de testes.

Figura 3.11 – Diferentes vistas de esquema do propulsor híbrido vortical.



Fonte: Produção do autor.

Figura 3.12 – Propulsor híbrido vortical com vista em corte.



Fonte: Produção do autor.

A Figura 3.13 apresenta fotografias do propulsor montado e a Figura 3.14 mostra fotografias das peças, usinadas em aço inox 316, do propulsor híbrido vortical de queima dual.

Figura 3.13 – Propulsor híbrido vortical de queima dual montado.



Fonte: Produção do autor.

Figura 3.14 – Peças que compõem o propulsor híbrido vortical de queima dual.



Fonte: Produção do autor.

Na Figura 3.15 são apresentadas a tubeira cônica e o sistema de injeção de óxido nítrico que é composto de 6 canais de entrada os quais fornecem a vazão de oxidante requerida pelo projeto.

Figura 3.15 – Peças que compõem o propulsor híbrido vortical



Esquerda: tubeira do propulsor. Direita: corpo central e sistema de injeção.

Fonte: Produção do autor.

## 3.2. Grão combustível

O grão de combustível de parafina utilizado nesta pesquisa foi fabricado com 1% de negro de fumo e com aditivos como dispersante e corante em pequenas quantidades.

### 3.2.1. Processo de fabricação

O propulsor híbrido vortical de queima dual contém um par de grãos cilíndricos com canais centrais para cada ensaio experimental. Os grãos foram fabricados em moldes com o uso de mistura quente de parafina com negro de fumo, corante preto e dispersante, a fim de aumentar as resistências mecânica e térmica.

Os moldes para a fabricação do grão combustível foram usinados em alumínio 6351 t6 com diâmetro interno de 123,7 mm, conforme Figura 3.16.

Figura 3.16 – Moldes de alumínio para fabricação do grão combustível.



Fonte: Produção do autor.

A cera de parafina é depositada dentro de um becker e o negro de fumo em uma placa de petri, as medições de massa foram realizadas com uma balança semi-analítica da série BL 3200H Shimadzu com resolução de 0,01 g e linearidade de  $\pm 0,03$  g. Ver Figura 3.17.

Figura 3.17 – Medição da massa do negro de fumo e parafina para a fabricação dos grãos combustível.



Fonte: Produção do autor.

A amostra de cera de parafina é fundida em banho Maria sobre uma placa de aquecimento até atingir uma temperatura de 75°C. A temperatura é controlada

com um termômetro digital Incoterm tipo espeto o qual tem a capacidade de medir temperaturas até 300°C com uma resolução de 1°C. Ver Figura 3.18.

Figura 3.18 – Processo de derretimento da cera de parafina em banho maria.



Fonte: Produção do autor.

Uma vez que a cera de parafina já se encontra derretida é adicionado o negro de fumo, em seguida o dispersante e o corante preto para cera de parafina, conforme as Figuras 3.19 e 3.20.

Figura 3.19 – Dispersante e corante utilizados na preparação do grão combustível.



Fonte: Produção do autor.

Figura 3.20 – Adição do negro de fumo, dispersante e corante preto para cera de parafina



Fonte: Produção do autor.

Depois que a cera de parafina é misturada a quente com o negro de fumo e os aditivos, a mistura é colocada dentro do molde de alumínio o qual é pré-aquecido a uma temperatura entre 60°C a 70°C para evitar o choque térmico abrupto ocasionado pela diferença de temperaturas entre o molde e a mistura. Se o molde encontrar-se à temperatura ambiente ocorre um rápido resfriamento na interface entre a mistura quente e o alumínio gerando uma inadequada solidificação do grão combustível. Ver Figura 3.21.

Figura 3.21 – Efeito do choque térmico abrupto no grão combustível de parafina.



Fonte: Produção do autor.

Logo em seguida, o molde contendo a mistura quente de cera de parafina é colocado dentro de um sistema fechado para realizar o processo de vácuo de forma manual como se mostra na Fig. 3.22. Esse processo permite eliminar bolhas de ar que podem aparecer na mistura quente. Isto aumenta a resistência e o módulo de elasticidade da cera de parafina.

Figura 3.22 – Processo de vácuo para fabricação do grão combustível.



Fonte: Produção do autor.

Após a eliminação das bolhas de ar, o molde com a mistura quente de cera de parafina é colocado sobre uma plataforma giratória para realizar a centrifugação, como se mostra na Figura 3.23.

Figura 3.23 – Processo de centrifugação para fabricação do grão combustível.



Fonte: Produção do autor.

O processo de centrifugação evita as fissuras ou craqueamentos e a formação de espaços vazios ou cavidades no interior da cera de parafina quando esta resfria. Também o processo de centrifugação permite diminuir a decantação das partículas de negro de fumo, conforme mostra a Figura 3.24.

Figura 3.24 – Efeito do processo de centrifugação na mistura quente da parafina com aditivos.



Imagem da esquerda: mistura sem centrifugação onde pode-se observar as partículas de negro de fumo. Imagem da direita: mistura homogênea devida à centrifugação. Fonte: Produção do autor.

Para realizar o adequado controle do processo de centrifugação foi utilizada uma fonte de alimentação FA-3030 da Instrutherm para acionar a plataforma giratória e um tacômetro digital ITTAC 7200 da Instrutemp para monitorar a velocidade angular da plataforma giratória. Esses instrumentos são mostrados na Figura 3.25.

De acordo com a Figura 3.26, aplicando uma voltagem de 16,1 V na plataforma giratória, obtém-se uma velocidade de rotação de 41,0 RPM. Esta velocidade foi utilizada na fabricação da maioria dos grãos de combustível para esta pesquisa

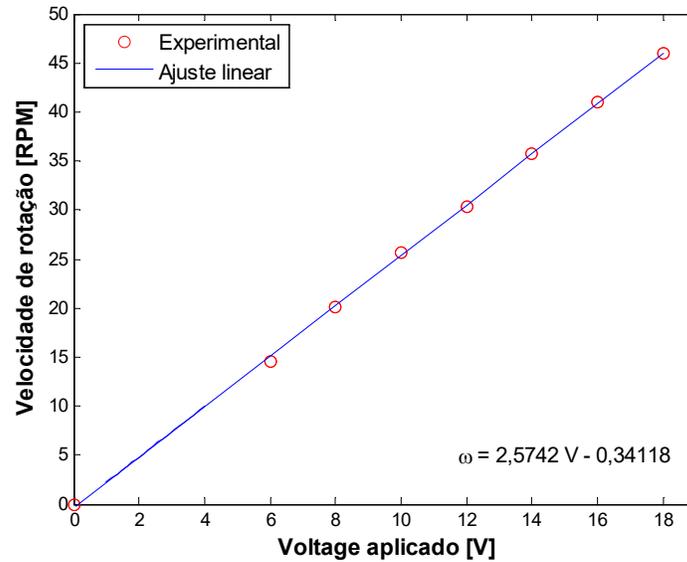
Figura 3.25 – Instrumentação utilizada para o controle da centrifugação.



Imagem da esquerda: tacômetro digital. Imagem da direita: fonte elétrica para controle da velocidade de centrifugação.

Fonte: Produção do autor.

Figura 3.26 – Relação da velocidade de rotação e a voltagem aplicada à plataforma giratória.



Fonte: Produção do autor

Na Figura 3.27 é mostrado o grão de combustível final fabricado pela metodologia descrita. O propulsor utiliza um par desses grãos para cada operação ou teste.

Figura 3.27 – Grão de combustível de parafina.



Fonte: Produção do autor

### **3.2.2. Análise termogravimétrica**

A análise termogravimétrica envolve a medição do ganho ou perda de peso da amostra como uma função da temperatura e o tempo. Para amostras de cera de parafina sem e com adição de negro de fumo de 1% e 2% de massa, foram realizadas análises termogravimétricas (TG e DTG) utilizando o equipamento STA 449 F3 Júpiter do Laboratório de Catálise do LABCP-INPE (ver Figura 3.28).

Amostras de cera de parafina dopadas com aditivos foram armazenadas em tubos pequenos tipo Eppendorf (ver Figura 3.29) para após realizar as respectivas análises de TGA.

Essas amostras foram analisadas utilizando-se uma atmosfera de nitrogênio gasoso e uma taxa de aquecimento de 10K/min.

Os resultados da análise termogravimétrica serão apresentados no Capítulo 4.

Figura 3.28 – Analisador térmico NETZSCH STA 449 F3 Jupiter para TGA e DSC.



Fonte: Produção do autor

Figura 3.29 – Amostras do grão de combustível e parafina sem aditivo para realizar análises de TGA



Fonte: Produção do autor

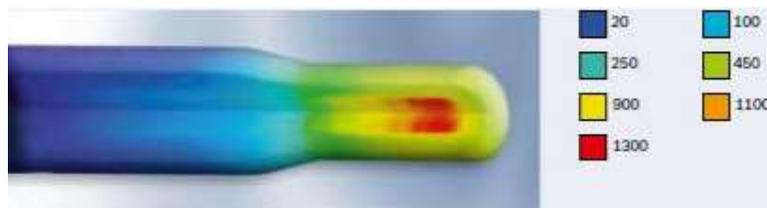
### 3.3. Sistema de ignição

A mistura de cera de parafina e óxido nítrico requer uma energia mínima de ignição para iniciar o processo de combustão. A fim de se gerar essa energia mínima existem diferentes métodos como a utilização de resistência elétrica, pirotécnico, chama piloto, etc.

Nesta pesquisa foram testados três diferentes sistemas de ignição.

O primeiro sistema era constituído de um *glow plug* com controle de temperatura. O *glow plug* contém uma resistência elétrica interna que fornece um aquecimento rápido e a sua ponta alcança temperaturas acima de 1000 °C em poucos segundos. O dispositivo é adequado para a decomposição de baixas vazões de óxido nítrico, por exemplo, em propulsores monopropelentes (HENEMMANN, 2015). A distribuição de temperaturas na extremidade do *glow plug* é mostrada na Figura 3.30.

Figura 3.30 – Distribuição de temperaturas em °C de uma resistência elétrica tipo glow plug.



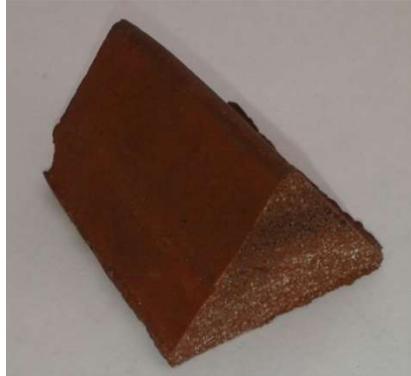
Fonte: Produção do autor

O segundo sistema de ignição testado era pirotécnico. Empregou-se uma mistura sólida composta de perclorato de amônia, alumínio, óxido férrico e outros aditivos. A Figura 3.31 mostra uma foto do pirotécnico testado nesse trabalho.

Uma vez que o primeiro sistema não fornecia um aquecimento suficiente para a vazão de oxidante requerida e o segundo sistema não permitia uma ignição uniforme e confiável, foi necessário adotar outro sistema de ignição.

O terceiro sistema de ignição consistiu em uma chama piloto de butano e óxido nítrico gasoso com razão de mistura mássica O/C igual a 10 (ver Figura 3.32). A combustão dos propelentes na chama piloto alcançou temperaturas acima de 1000 °C.

Figura 3.31 – Imagem do pirotécnico sólido utilizado como sistema de ignição



Fonte: Produção do autor

Figura 3.32 – Sistema de ignição por chama piloto de butano e óxido nítrico



Fonte: Produção do autor

### 3.4. Bancada de testes

A bancada de testes do propulsor híbrido vortical foi instalada sobre um suporte metálico construído com tubos quadrados de aço carbono de 80×80×3 mm. Esse

suporte é fixado ao chão com 16 parafusos tipo M10 localizados em 4 sapatas. O suporte é dividido em três seções: a parte superior, onde é realizada a montagem de sensores, válvulas, propulsor, suporte de trilhos para deslocamento do propulsor e um sistema de polias para ajuste da célula de carga; a parte intermediária, onde é instalado o sistema de aquisição de dados, oferecendo proteção ao sistema elétrico em caso de uma explosão do motor; e a parte inferior, onde podem ser instalados cilindros com oxidante ou combustível que sejam necessários para os testes do propulsor assim como outros equipamentos. Na Figura 3.33 é apresentado o suporte metálico.

Figura 3.33 – Projeto do suporte metálico da bancada de testes.



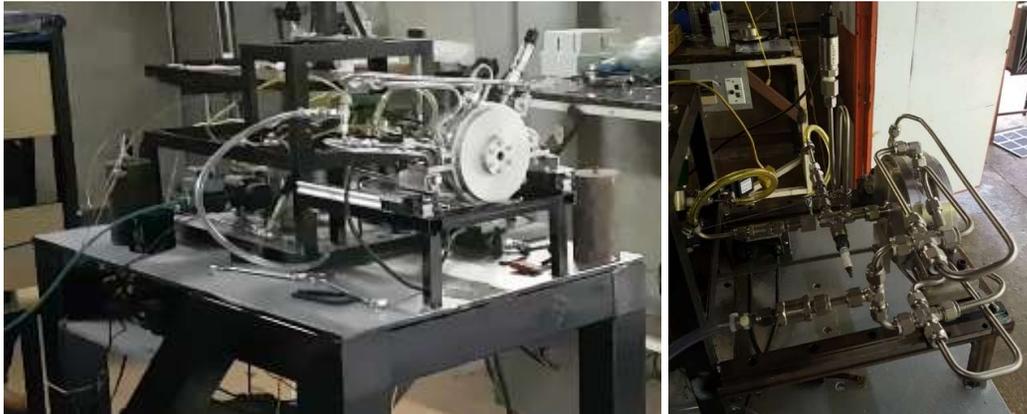
Fonte: Produção do autor

#### **3.4.1. Instrumentação utilizada**

A bancada de testes foi equipada com sensores de pressão, temperatura, empuxo e medidores de vazão mássica tanto para controle como para aquisição de dados. A seguir são apresentados os diversos componentes utilizados na bancada de testes do propulsor híbrido vortical de queima dual.

Na Figura 3.34 é mostrada a bancada de testes utilizada na operação do propulsor híbrido vortical.

Figura 3.34 – Bancada de testes do propulsor híbrido vortical.

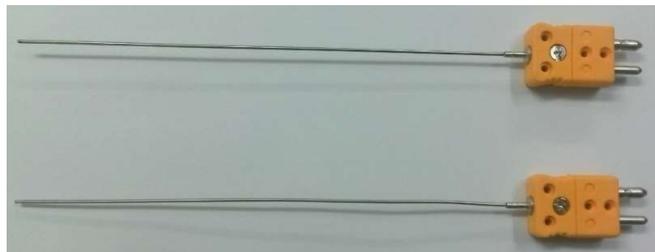


Fonte: Produção do autor

#### 3.4.1.1. Sensores de temperatura

Os sensores de temperatura utilizados neste trabalho são termopares de isolamento mineral com sensor tipo K e de diâmetro da bainha de 1,5 mm fabricado em aço inox 310 fornecidos pela empresa Salcas (ver Figura 3.35).

Figura 3.35 – Termopares tipo K utilizados na bancada de testes.



Fonte: Produção do autor

Os termopares podem adquirir dados de temperatura entre  $-270\text{ }^{\circ}\text{C}$  e  $1370\text{ }^{\circ}\text{C}$ . Esses sensores de temperatura são localizados no sistema de alimentação de

oxidante assim como na câmara de combustão do propulsor. Para determinar as incertezas e verificar o bom funcionamento desses sensores de temperatura é utilizado um calibrador de temperatura do tipo bloco seco modelo T-350P (ver Figura 3.36). Esse calibrador de temperatura opera desde a temperatura ambiente até 350 °.

Figura 3.36 – Calibrador de temperatura T-350P tipo bloco seco.



Fonte: Produção do autor

#### 3.4.1.2. Sensores de pressão

Os medidores de pressão utilizados neste trabalho são transdutores de pressão da marca Huba Control modelo TP-510 com faixa de trabalho de 0 até 20 bar e sinal de saída de 4 até 20 mA fornecidos pela empresa Novus (ver Figura 3.37). Esses sensores de pressão são localizados no sistema de alimentação hidráulica de oxidante do propulsor híbrido vortical e do ignitor assim como também para uso na câmara de combustão do propulsor.

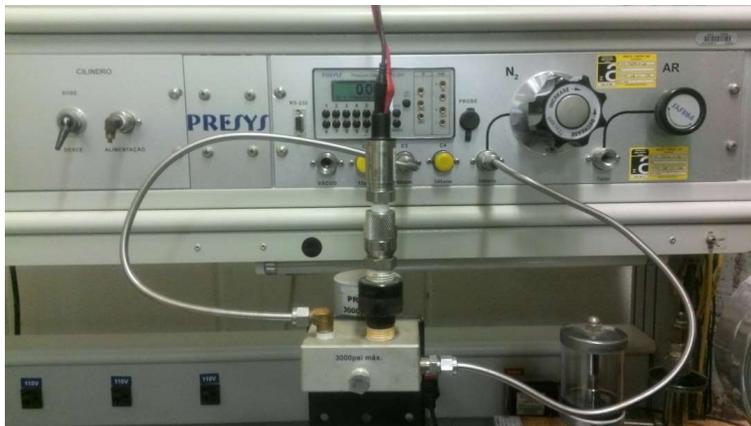
Figura 3.37 – Transdutor de pressão Hub control modelo TP-510.



Fonte: Produção do autor

Para determinar as incertezas e verificar o bom funcionamento desses sensores de pressão é utilizado um calibrador de pressão PC-507 da marca Presys (ver Figura 3.38). Esse calibrador de pressão utiliza nitrogênio como gás de calibração.

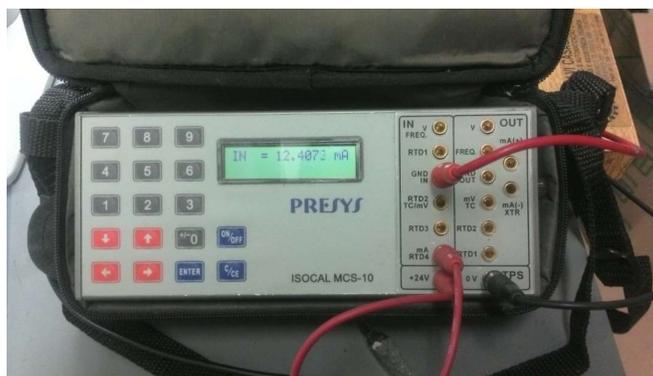
Figura 3.38 – Bancada de calibração para transdutores de pressão.



Fonte: Produção do autor

As medições dos sinais gerados pelo transdutor de pressão testado são realizadas com um calibrador ISOCAL MCS-10 (ver Figura 3.39).

Figura 3.39 – Calibrador ISOCAL MCS-10 utilizado na calibração de transdutores de pressão .



Fonte: Produção do autor

### 3.4.1.3. Sensores de empuxo

O medidor de empuxo utilizado nesta pesquisa é uma célula de carga da marca HBM com faixa de trabalho de 0 até 20 kg (ver Figura 3.40). Esse sensor de empuxo fica localizado dentro da estrutura metálica da bancada de testes. Uma vareta metálica é apoiada em um extremo do sensor da célula de carga e o outro extremo é apoiado na parte traseira do motor.

Figura 3.40 – Célula de carga utilizada para medição de empuxo.



Fonte: Produção do autor

A curva de ajuste da célula de carga foi obtida por pesos pendurados em um sistema de polias (ver Figura 3.41). Este procedimento foi repetido em cada teste com a finalidade de garantir uma adequada obtenção de dados.

Figura 3.41 – Sistema de calibração da célula de carga.



Fonte: Produção do autor

#### 3.4.1.4. Medidores de vazão

Os medidores de vazão utilizados nesta pesquisa foram o medidor de vazão mássica modelo 1579A da marca MKS, o qual pode operar até 300 SLM, e o medidor de vazão com controle modelo D07-9G da marca Sevenstar, o qual pode operar até 200 SLM (ver Figura 3.42).

O medidor MKS foi localizado na linha principal de óxido nítrico que alimenta à câmara de combustão do propulsor. O medidor Sevenstar foi localizado na linha secundária de óxido nítrico que abastece a câmara do ignitor.

#### 3.4.1.5. Válvulas solenoides e pneumática

As válvulas solenoides utilizadas nesta pesquisa (ver Figura 3.43) foram localizadas na linha de alimentação de óxido nítrico e butano do ignitor. Estas válvulas são controladas automaticamente pelo sistema de aquisição de dados e de forma manual por chaves de segurança.

Figura 3.42 – Medidores de vazão utilizados na bancada de testes do propulsor.



Fonte: Produção do autor

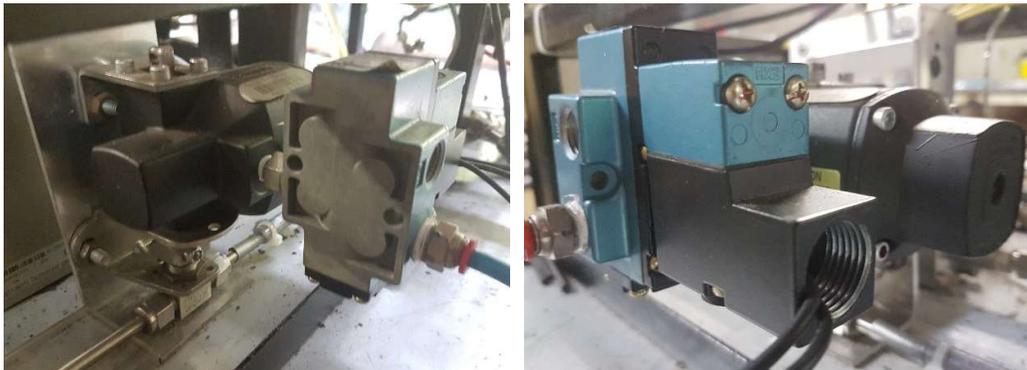
Figura 3.43 – Válvulas solenoides utilizados na alimentação de gases do ignitor.



Fonte: Produção do autor

O controle remoto de injeção de óxido nítrico da linha principal que alimenta a câmara de combustão do propulsor foi realizado com uma válvula esfera da marca Swagelok 1/4 de polegada de 2 vias, acionada por um atuador eletropneumático também Swagelok, modelo SS-42GS4-SC11-31CD série 40G (ver Figura 3.44).

Figura 3.44 – Válvula esfera pneumática localizada na linha principal de óxido nítrico.



Fonte: Produção do autor

A válvula esfera pneumática e as válvulas solenoides possuem também controle manual mediante chaves de segurança em caso de precisar cortar o abastecimento de propelente (ver Figura 3.45).

Figura 3.45 – Chaves de segurança para óxido nitroso e butano.



Fonte: Produção do autor

#### 3.4.1.6. Válvula reguladora para óxido nitroso

O óxido nitroso gasoso atinge uma temperatura baixa quando escoar pela linha de alimentação hidráulica do propulsor. Um regulador de pressão comum pode ser danificado por causa da baixa temperatura que apresenta o escoamento desse oxidante. Assim, é necessário utilizar um regulador aletado com função anti-congelamento para óxido nitroso (ver Figura 3.46). O regulador foi fornecido pela empresa Oxicamp e opera com pressão máxima de entrada de 100 bar e pressão máxima de saída de 20 bar, sendo esta última característica adequada para a operação do motor já que a pressão na linha de alimentação necessária é até 8 bar.

Figura 3.46 – Válvula reguladora de óxido nitroso.

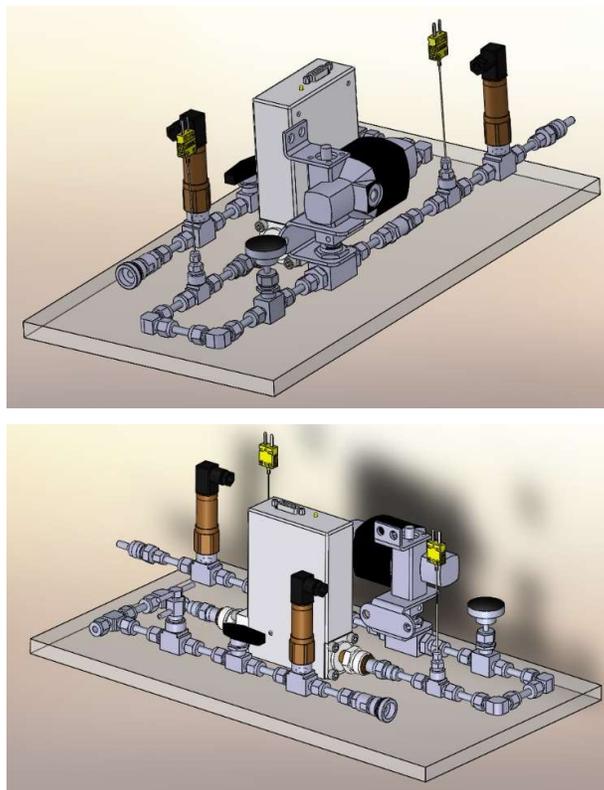


Fonte: Produção do autor



para óxido nítrico, dois termopares  $T_1$  e  $T_2$  para controle de temperatura do óxido nítrico na linha, uma válvula eletropneumática acionada por linha de ar e controlada remotamente para abastecimento de óxido nítrico e uma válvula antiretorno para evitar que o escoamento de óxido nítrico retorne pela linha. No caso das linhas secundárias, estas são utilizadas para abastecer de propelente ao ignitor IG, uma delas abastece com óxido nítrico e está composta de uma válvula micrométrica VM, medidor de vazão  $MV_2$ , transdutor de pressão  $TP_3$  para controle da linha, válvula solenoide  $VS_1$  controlada remotamente e válvula antiretorno  $VAR_2$ . A outra linha abastece com butano ao ignitor IG e o sistema está composto simplesmente de um tanque de armazenamento TC, uma válvula solenoide  $VS_2$  controlada remotamente e uma válvula antiretorno  $VAR_3$ .

Figura 3.48 – Esquema 3D da linha de abastecimento principal de óxido nítrico.

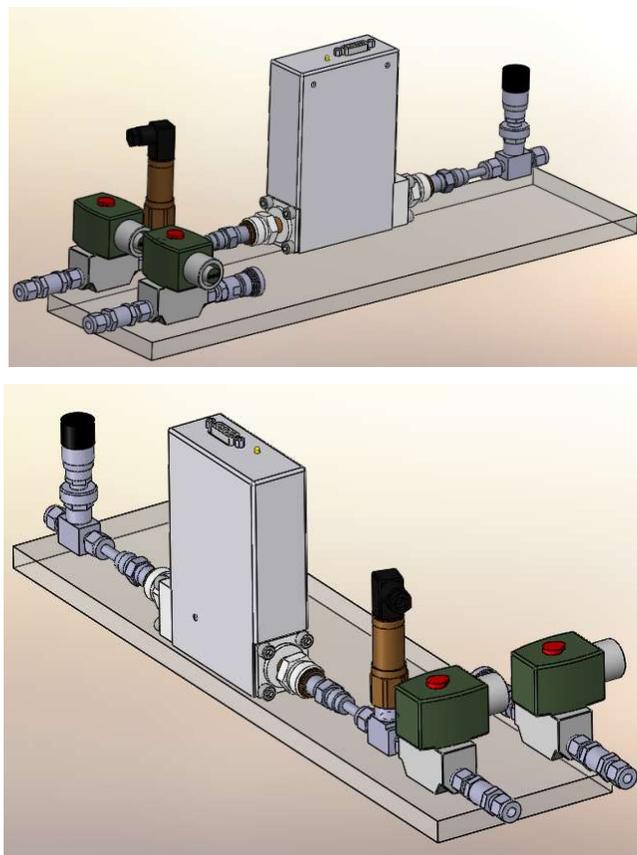


Fonte: Produção do autor

Na Figura 3.48 é apresentado o esquema 3D e posicionamento de válvulas e os sensores da linha de abastecimento principal para óxido nitroso gasoso.

Na Figura 3.49 é apresentado o esquema 3D e posicionamento de válvulas e os sensores das linhas de abastecimento secundário para óxido nitroso gasoso e butano.

Figura 3.49 – Esquema 3D das linhas hidráulicas de alimentação de oxido nitroso e butano para o sistema de ignição.



Fonte: Produção do autor

### 3.4.3. Sistema de aquisição de dados

A plataforma de aquisição de dados escolhida para uso nos ensaios do propulsor híbrido vortical é o sistema de aquisição de dados via USB da National

Instruments, i.e. NI cDAQ 9172 (chassi CompactDAQ) mostrado na Figura 3.50. Este basicamente é um dispositivo que facilita a interação com o computador, possui a capacidade de ter até 8 módulos de entrada e saída (I/O).

Figura 3.50 – Plataforma de aquisição de dados NI Cdaq 9172.



Fonte: [www.ni.com/pt-br.html](http://www.ni.com/pt-br.html)

Neste trabalho o sistema de aquisição de dados utiliza quatro diferentes módulos (NI 9205, NI 9211, NI 9219 e NI 9481) para gerenciar as entradas e saídas analógicas dos sensores e controles (ver Figura 3.51).

Figura 3.51 – Módulos utilizados para aquisição de dados e controle de sinal.



Fonte: Produção do autor

O módulo NI 9205 contém 32 entradas analógicas com resolução de 16 bits, possui faixas de entrada programáveis de +/- 200 mV, +/- 1 V, +/- 5 V e +/- 10 V. Este módulo é responsável por transformar o sinal de saída analógica dado pelo medidor de vazão mássica e pela célula de carga para um sinal de interpretação da medição.

O módulo NI 9211 contém 4 entradas de termopar ou analógicas de +/- 80 mV. Este módulo é responsável por converter o sinal de voltagem gerado pelo termopar para sinal de 24 bit para ser interpretado pela plataforma LabVIEW.

O módulo NI 9481 contém 4 canais com saída de relé. Este módulo é utilizado para realizar o controle da válvula eletropneumática e para ligar e desligar o controle de temperatura do sistema de aquecimento da linha de alimentação de oxidante.

O módulo NI 9219 contém 4 canais de entrada analógica de 24 bits. Este módulo é responsável por transformar o sinal de saída analógica dada pelos os transdutores de pressão.

O sistema de aquisição de dados utiliza o software LabView para gerenciar a comunicação com os sensores e relés que ativam as eletroválvulas (Ver Anexo B.1).

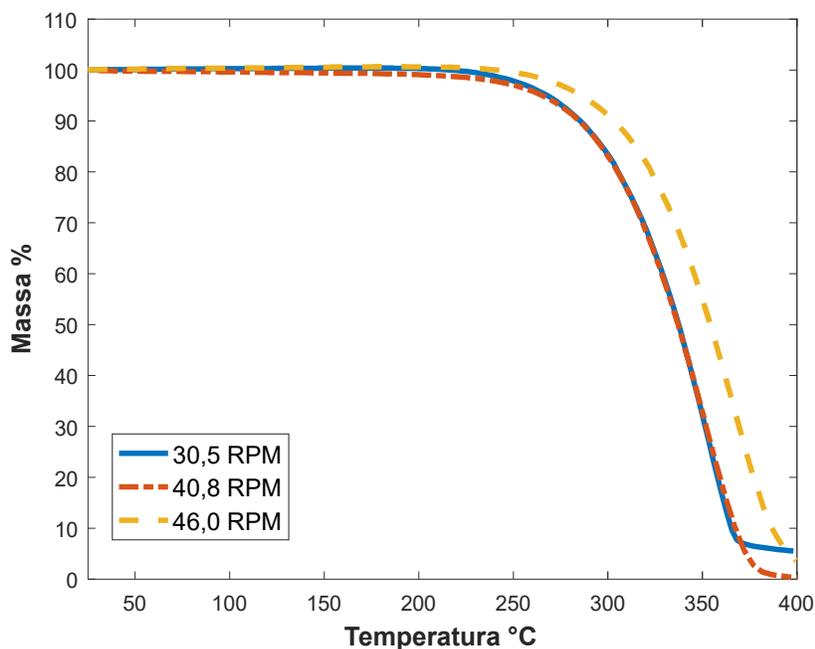
## 4 RESULTADOS E DISCUSSÕES

### 4.1. Dados de TG e DTG do grão combustível

As Figuras 4.1 e 4.2 apresentam, respectivamente, curvas de termogravimetria (TG) e de termogravimetria diferencial (DTG), obtidas com taxa de aquecimento de 10 K/min, de amostras de parafina dopadas com 1% de negro de fumo e preparadas com diferentes velocidades de rotação.

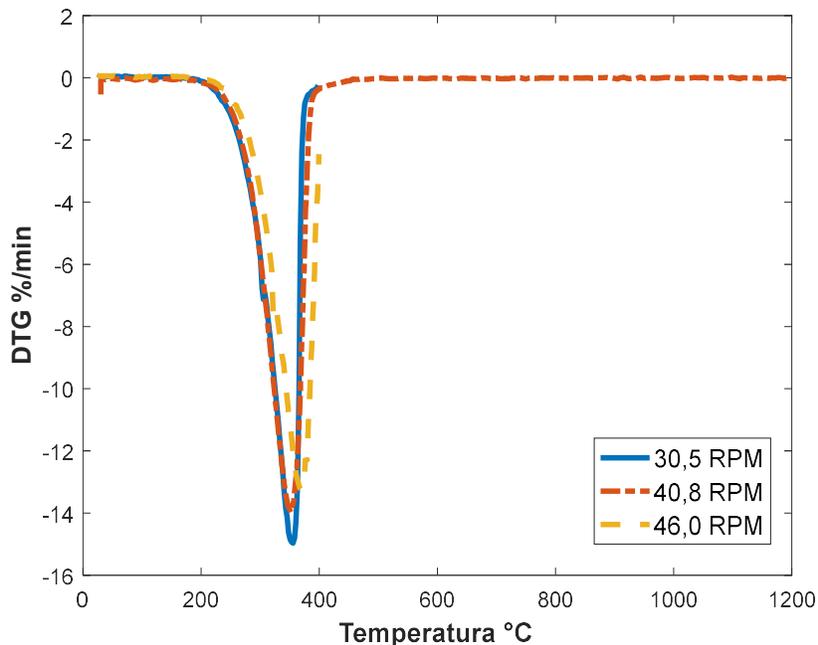
As Figuras 4.3 e 4.4 apresentam, respectivamente, as curvas de TG e DTG, com taxa de aquecimento de 10 K/min, de amostras de parafina dopadas com 0%, 1% e 1,5% de negro de fumo, preparadas com velocidade de rotação de 40,8 RPM.

Figura 4.1 – Massa percentual (TG), com taxa de aquecimento de 10 K/min, de amostras de parafina dopadas com 1% de negro de fumo e preparadas com diferentes velocidades de rotação



Fonte: Produção do autor.

Figura 4.2 – Variação percentual de massa (DTG), com taxa de aquecimento de 10 K/min, de amostras de parafina dopadas com 1% de negro de fumo e preparadas com diferentes velocidades de rotação.



Fonte: Produção do autor.

Na Figura 4.1 observa-se o seguinte:

- As amostras de parafina com 1% de negro de fumo preparadas com velocidades de rotação de 30,5 e 40,8 RPM iniciam sua decomposição aproximadamente aos 300 °C;
- A amostra de parafina com 1% de negro de fumo preparada com velocidade de rotação de 46 RPM inicia sua decomposição aproximadamente aos 310 °C, uma temperatura de decomposição maior que a das amostras anteriores, isto significa que se a velocidade de rotação incrementa então a temperatura de decomposição também incrementa permitindo melhorar a resistência térmica da parafina;

- c) a parafina dopada com 1% de negro de fumo que foi preparada com uma velocidade de rotação de 40,8 RPM decompõe completamente aproximadamente aos 370 °C sem deixar nenhuma percentagem de massa;
- d) a parafina dopada com 1% de negro de fumo que foi preparada com uma velocidade de rotação de 30,5 RPM, deixa um 8% de massa para uma temperatura aproximada de 360 °C.

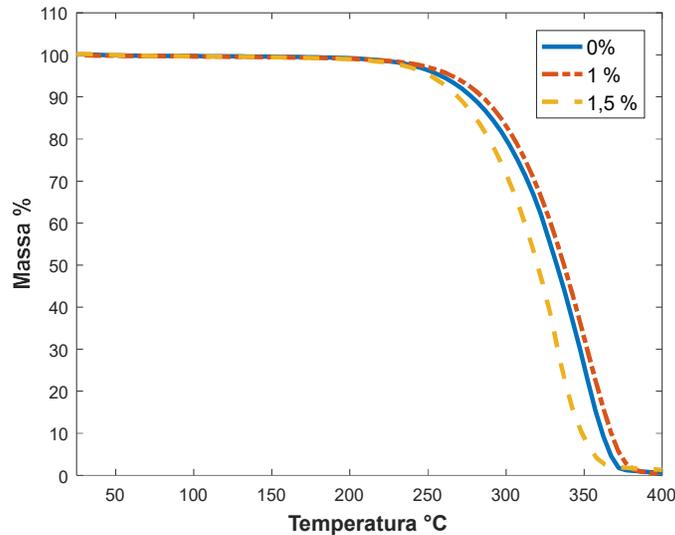
Na Figura 4.2 observa-se o seguinte:

- a) a amostra de parafina dopada com 1% de negro de fumo que foi preparada com uma velocidade de rotação de 30,5 e 40,8 RPM perde massa com uma velocidade mais acelerada comparada com aquela que foi preparada com velocidade de rotação de 46 RPM;
- b) a amostra de parafina dopada com 1% de negro de fumo preparada com velocidade de rotação de 46 RPM a mudança de fase em uma temperatura maior comparada com as parafinas preparadas com velocidades de rotação de 30,5 e 40,8 RPM.

Na Figura 4.3 nota-se o seguinte:

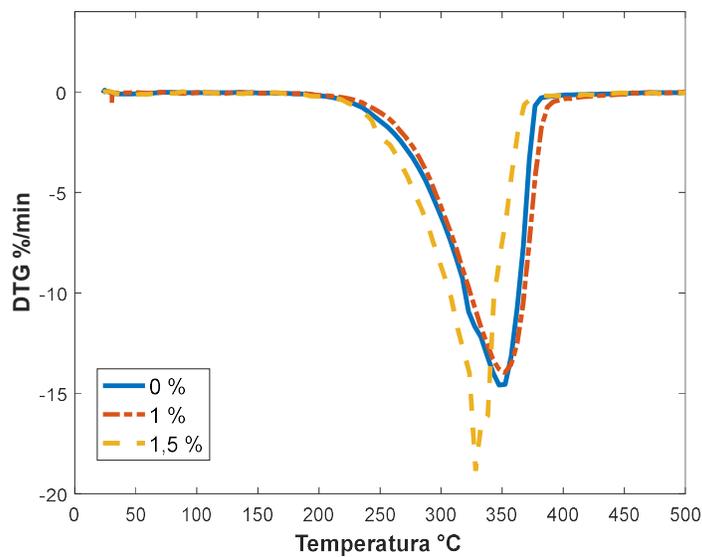
- a) a amostra de parafina sem negro de fumo inicia sua decomposição aproximadamente aos 290 °C, enquanto a amostra de parafina dopada com 1% de negro de fumo tem uma temperatura de decomposição um pouco maior comparada com a amostra de parafina pura, isto indica que a parafina dopada com 1% de negro de fumo mantém quase a mesma característica térmica, com uma pequena melhora da resistência térmica;
- b) as amostras de parafina com 0 e 1% de negro de fumo preparadas com uma velocidade de rotação de 40,8 RPM se decompõem completamente em torno de 370 °C sem deixar nenhuma percentagem de massa;
- c) a parafina dopada com 1,5% de negro de fumo que foi preparada com uma velocidade de rotação de 40,8 RPM decompõe aproximadamente aos 350 °C deixando uma pequena percentagem de massa.

Figura 4.3 – Massa percentual (TG), com taxa de aquecimento de 10 K/min, de amostras de parafina dopadas com diferentes teores de negro de fumo, preparadas com velocidade de rotação de 40,8 RPM.



Fonte: Produção do autor.

Figura 4.4 – Variação percentual de massa (DTG), com taxa de aquecimento de 10 K/min, de amostras de parafina dopadas com diferentes teores de negro de fumo, preparadas com velocidade de rotação de 40,8 RPM.



Fonte: Produção do autor.

Na Figura 4.4 nota-se o seguinte:

- a) a parafina dopada com 1% de negro de fumo, preparada com uma velocidade de rotação de 40,8 RPM, perde massa com uma taxa quase idêntica à parafina sem negro de fumo;
- b) a parafina dopada com 1,5% de negro de fumo, preparada com velocidade de rotação de 40,8 RPM, apresenta mudança de fase em uma temperatura menor comparada com a parafina dopada com 1% de negro de fumo.

#### **4.2. Sistema de ignição**

A resistência elétrica tipo *glow plug* foi o primeiro sistema de ignição testado. O *glow plug* foi posicionado na parte traseira do motor o mais próximo do grão de parafina (ver Figura 4.5). Este sistema de ignição, apesar de atingir uma temperatura de aquecimento perto de 900°C, não conseguiu aquecer e decompor o óxido nitroso dentro da câmara de combustão do propulsor vortical. Isto demonstra que essa alternativa não é adequada para este propulsor que utiliza óxido nitroso com o presente nível de empuxo.

O sistema de ignição pirotécnica é utilizado em algumas pesquisas de propulsão híbrida. Nesta pesquisa o pirotécnico foi posicionado dentro da câmara de combustão aderido ao grão de combustível (ver Figura 4.6).

O processo de ignição do pirotécnico iniciava só com o aquecimento gerado pelo *glow plug*. A energia gerada pelo pirotécnico permitiu iniciar o processo de combustão da parafina com o óxido nitroso, mas o problema deste método de ignição era a falta de controle da chama gerada pela ignição do pirotécnico.

A terceira alternativa testada no propulsor vortical foi a utilização da chama piloto de óxido nitroso e butano a qual atinge temperaturas de combustão maiores de 1000 °C. Além disso, este sistema possibilita ter um controle do acionamento da ignição dentro do motor.

Figura 4.5 – Posicionamento do glow plug na câmara de combustão.



Fonte: Produção do autor

Figura 4.6 – Posicionamento do pirotécnico na câmara de combustão.



Fonte: Produção do autor

Na figura 4.7 é apresentado o primeiro teste do protótipo de chama piloto com saída axial da chama a qual atingiu uma temperatura experimental de aproximadamente 1000 °C.

Na figura 4.8 são apresentadas duas imagens do teste de funcionamento do sistema de ignição. Neste caso o queimador da chama piloto está montado dentro do propulsor sem presença do grão de parafina. O teste mostra a adequada operação da chama piloto inclusive chegando a decompor o óxido nitroso na saída da tubeira do propulsor vortical. Esse teste foi realizado com uma vazão de óxido nitroso de 17 g/s na câmara de combustão do propulsor.

Figura 4.7 – Teste do protótipo da chama piloto de óxido nitroso e butano.



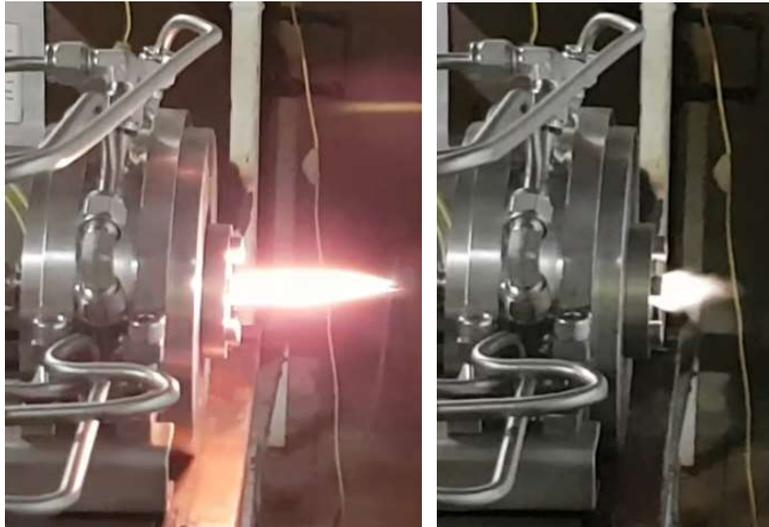
Fonte: Produção do autor.

O teste de ignição realizado com os grãos de parafina montados dentro do motor não teve sucesso porque a chama não conseguia derreter a parafina, uma vez que era acionada a linha principal de óxido nitroso e a chama gerada pelo piloto era expelida imediatamente pela tubeira do propulsor, gerando decomposição de óxido nitroso, mas sem reação entre a cera de parafina e o óxido nitroso.

Então foi feita uma modificação no protótipo da chama piloto. No bico da chama piloto foram perfurados orifícios de 1 mm de diâmetro ao redor do bico conseguindo desta forma espalhar de forma radial a chama gerada pela combustão de butano e óxido nitroso (ver Figura 4.9 e 4.10). Essa última

modificação realizada na chama piloto permitiu a ignição do óxido nitroso com cera de parafina.

Figura 4.8 – Teste do sistema de ignição só com óxido nitroso.



Esquerda: acionamento da chama piloto. Direita: decomposição de óxido nitroso.

Fonte: Produção do autor

Figura 4.9 – Segundo protótipo da chama piloto: orifícios radiais ao redor do bico.



Fonte: Produção do autor

Figura 4.10 – Operação da chama piloto com orifícios radiais.



Fonte: Produção do autor.

### 4.3. Taxa de regressão da cera de parafina e óxido nitroso

O valor médio da taxa de regressão é obtido a partir do consumo de massa combustível após o teste do propulsor através da seguinte relação

$$\dot{r} = \frac{\Delta m}{\rho_c \Delta t A_q} \quad (4.1)$$

onde  $\dot{r}$  é a taxa de regressão da combustão em m/s,  $\Delta m$  é a variação de massa entre a condição inicial e final em kg,  $\Delta t$  é a variação de tempo entre o início e fim do processo de combustão em s,  $A_q$  é a área da superfície de queima inicial do combustível em m<sup>2</sup> e  $\rho_c$  é a densidade do combustível.

Antes de processar os dados, devem-se enfatizar as seguintes observações identificadas durante o ensaio experimental;

- a) a massa é medida com uma balança digital de pêndulo com resolução de duas casas decimais em quilogramas;
- b) não é possível medir a variação da área da superfície de queima devido ao fato de que é difícil determinar a área de queima final. Por isso admite-se, como constante, a área da superfície de queima inicial.

c) Para determinar o valor exato da variação de massa deve-se considerar os resíduos da combustão. No entanto, a medida desses resíduos é difícil de se obter no fim de cada teste pois essa quantidade é pequena em relação ao grão combustível restante dentro da câmara de combustão.

Na Tabela 4.1 é apresentado os dados obtidos e os resultados calculados da taxa de regressão média;

Tabela 4.1 – Resultados experimentais da taxa de regressão média de parafina e óxido nítrico obtidos em 3 testes.

$\dot{r}$ [m/s]	$G_{ox}$ [kg/m <sup>2</sup> s]	Ln[ $\dot{r}$ ]	Ln[ $G_{ox}$ ]
0,00210	36,07	-6,1658	3,5857
0,00196	33,62	-6,2348	3,5153
0,00184	30,22	-6,2979	3,4086

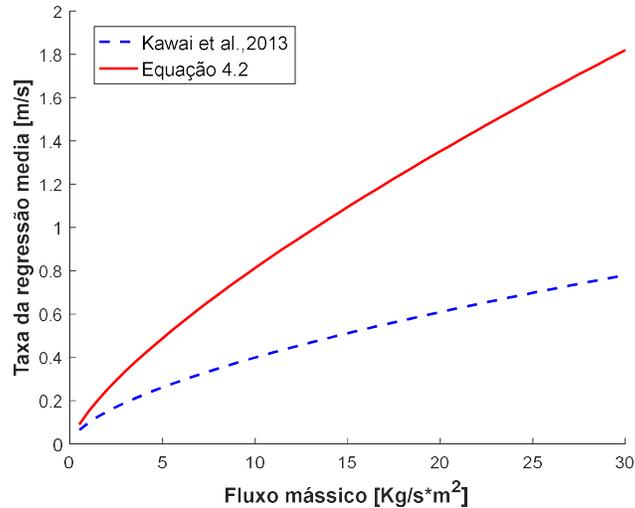
Fonte: Produção do autor.

Usando os dados da Tabela 4.1, considerando a área de queima do modelo simplificado, e a Equação 2.25, calculou-se a taxa de regressão média experimental da cera de parafina com 1% de negro de fumo reagindo com óxido nítrico no propulsor híbrido vortical, em unidades SI:

$$\dot{r} = 1,5 \times 10^{-4} G_{ox}^{0,7339} \quad (4.2)$$

A Figura 4.11 compara a taxa de regressão obtida experimentalmente com a taxa de regressão de Kawai et al (2013).

Figura 4.11 – Taxa de regressão para a cera de parafina e óxido nitroso obtida de estudos experimentais.



Fonte: Produção do autor.

#### 4.4. Dados experimentais obtidos com testes do propulsor híbrido vortical de queima dual

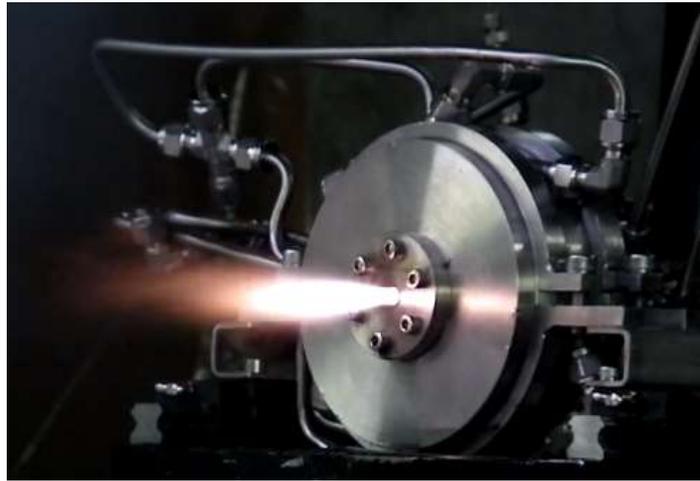
Os dados experimentais principais obtidos na campanha de testes foram a pressão na câmara, vazão mássica de óxido nitroso e valores de empuxo. Não foi possível obter a temperatura da câmara uma vez que o termopar só permitia medir temperaturas até cerca de 1300 °C.

Nesta pesquisa foram realizados testes para avaliação do sistema de ignição, checagem da instrumentação e ajustes da vazão de oxidante, da pressão de injeção, pressão na câmara e nível de empuxo do propulsor.

Na Figura 4.12 pode-se observar um teste do propulsor em que foi atingido o empuxo de 27 N com a chama saindo da tubeira.

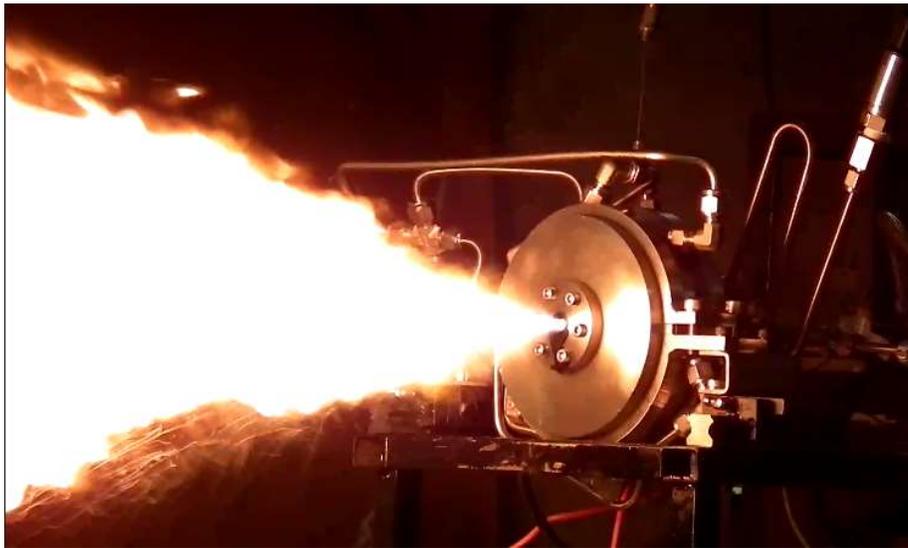
Na Figura 4.13 mostra-se a queima de parafina líquida na parte externa do propulsor que gera uma chama bastante luminosa e em alguns casos gera pequenas explosões.

Figura 4.12 – Propulsor híbrido vortical em operação.



Fonte: Produção do autor.

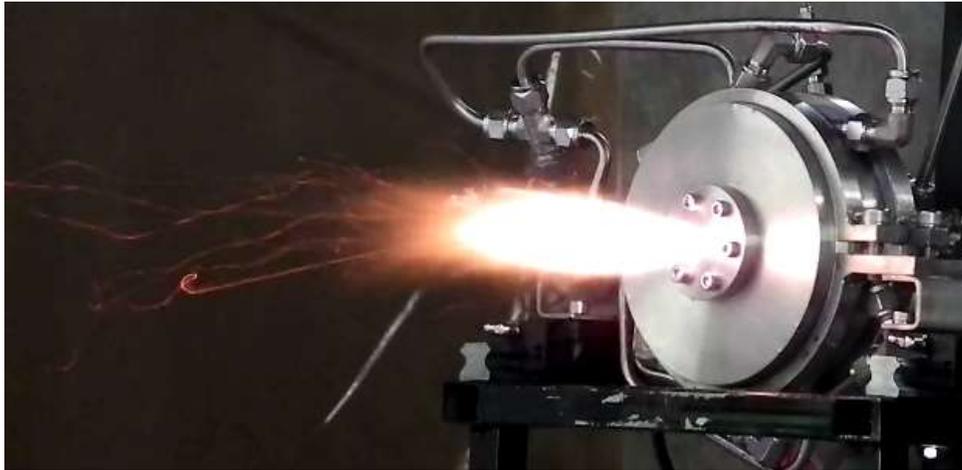
Figura 4.13 – Propulsor híbrido vortical expulsando parafina líquida.



Fonte: Produção do autor.

Na Figura 4.14 podem ser observadas pequenas partículas que não foram queimadas completamente dentro da câmara de combustão do propulsor. Em alguns testes isto aconteceu logo após iniciar o processo de combustão entre a cera de parafina e óxido nítrico.

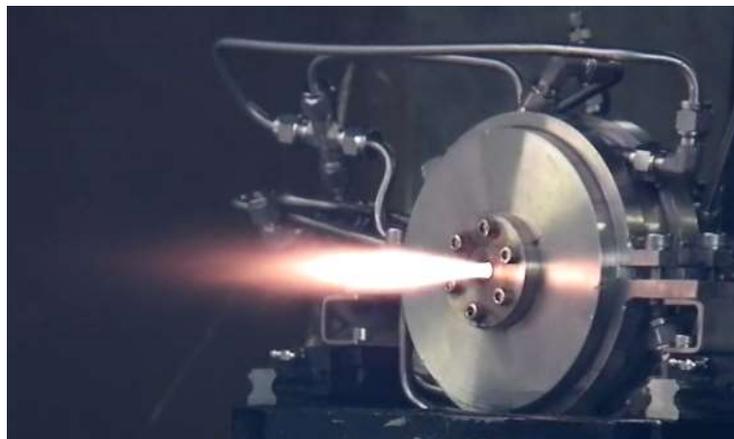
Figura 4.14 – Propulsor híbrido vortical expelindo pequenas partículas não queimadas dentro da câmara de combustão.



Fonte: Produção do autor.

Na Figura 4.15 é mostrada a operação quase estável do propulsor gerando um empuxo aproximado de 34 N.

Figura 4.15 – Propulsor híbrido vortical em operação estável para uma pressão de câmara maior de 3 bar.



Fonte: Produção do autor.

Na Figura 4.16, é apresentada uma imagem da finalização de um teste. Para resfriar o propulsor é necessário deixar ingressar óxido nitroso na câmara de combustão e expelir o vapor de parafina que ficou dentro dela.

Figura 4.16 – Finalização do teste e purga do vapor de parafina da câmara de combustão.



Fonte: Produção do autor.

Na Figura 4.17, é apresentada a câmara de combustão do propulsor híbrido vortical após o processo de combustão de alguns testes realizados com cera de parafina e óxido nitroso.

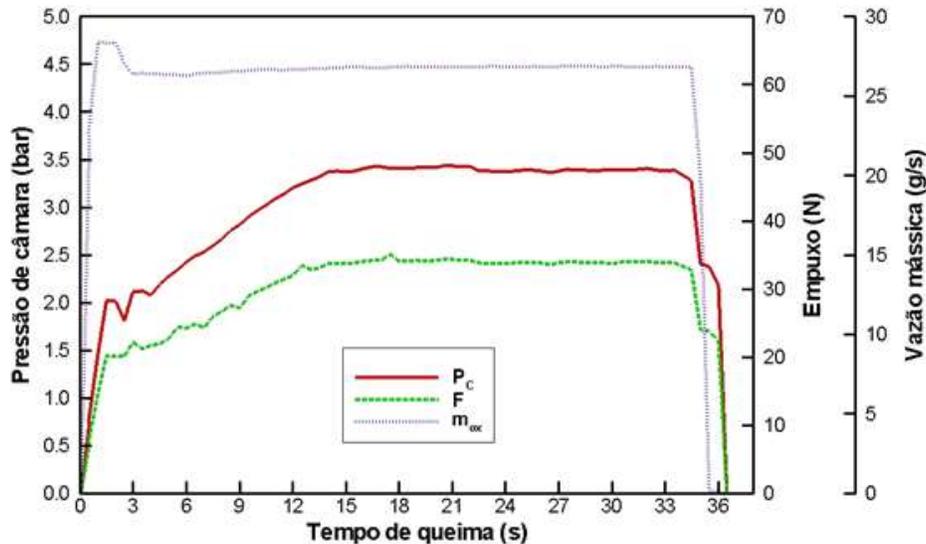
Figura 4.17 – Câmara de combustão após o teste do propulsor híbrido vortical.



Fonte: Produção do autor.

As Figuras 4.18 e 4.19 mostram resultados de um dos testes em que foi alcançado empuxo de cerca de 34 N. Pode-se verificar que a pressão na câmara e o empuxo mantêm um valor quase constante durante 21 s, de 14 a 35 s. Após o transiente inicial de 2 s é possível observar o incremento da pressão de câmara até um máximo de 3,3 bar, com pequenas oscilações. A vazão mássica de óxido nítrico permanece quase constante durante quase todo o teste, de 3 a 35 s, com um valor aproximado de 26,5 g/s.

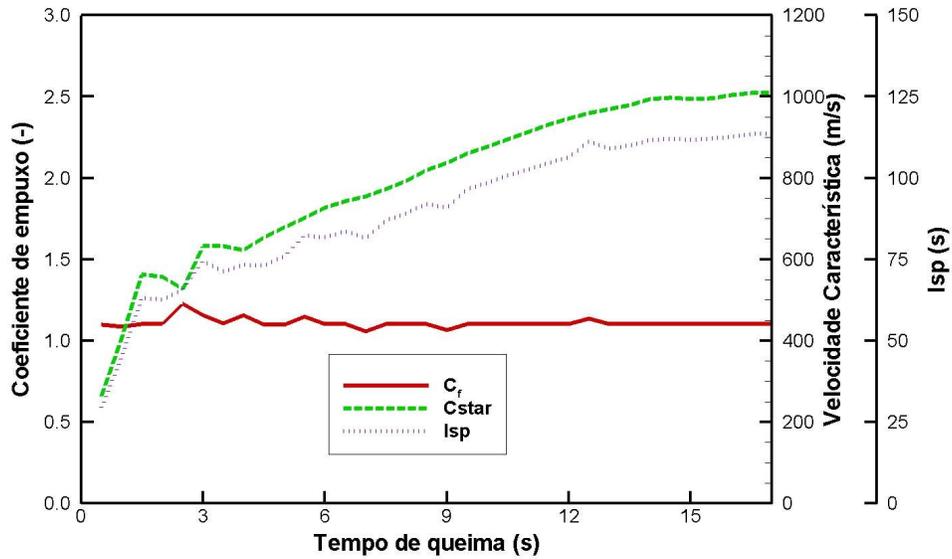
Figura 4.18 – Pressão na câmara, vazão de oxidante e empuxo versus tempo para teste do propulsor híbrido vortical com empuxo máximo de 34 N.



Fonte: Produção do autor.

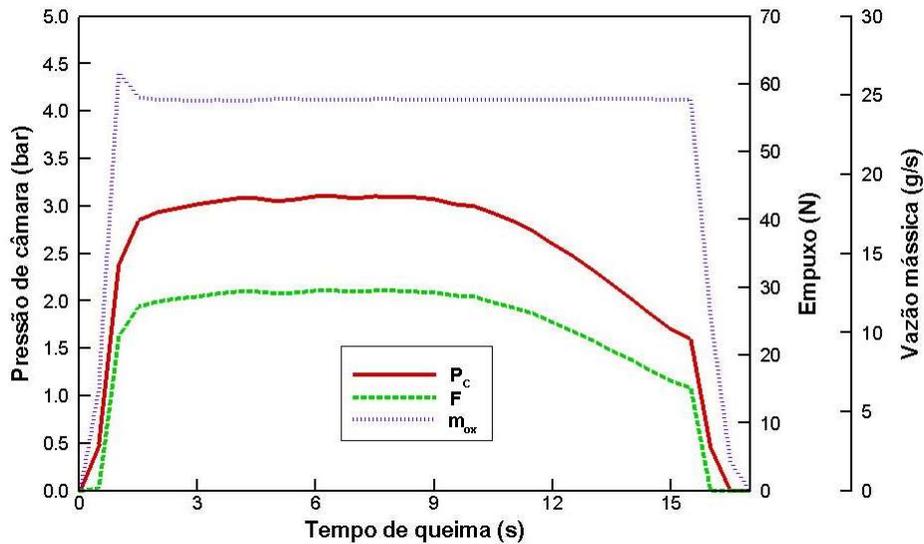
As Figuras 4.20 e 4.21 mostram resultados de um dos testes em que foi alcançado empuxo máximo ao redor de 29 N. A pressão na câmara e o empuxo mantêm um valor quase constante de 1,5 a 13 s, aproximadamente. A partir de cerca de 13 s de operação, a pressão de câmara e o empuxo começam a diminuir.

Figura 4.19 – Coeficiente de empuxo, velocidade característica e impulso específico versus tempo para teste do propulsor híbrido vortical com empuxo máximo de 34 N.



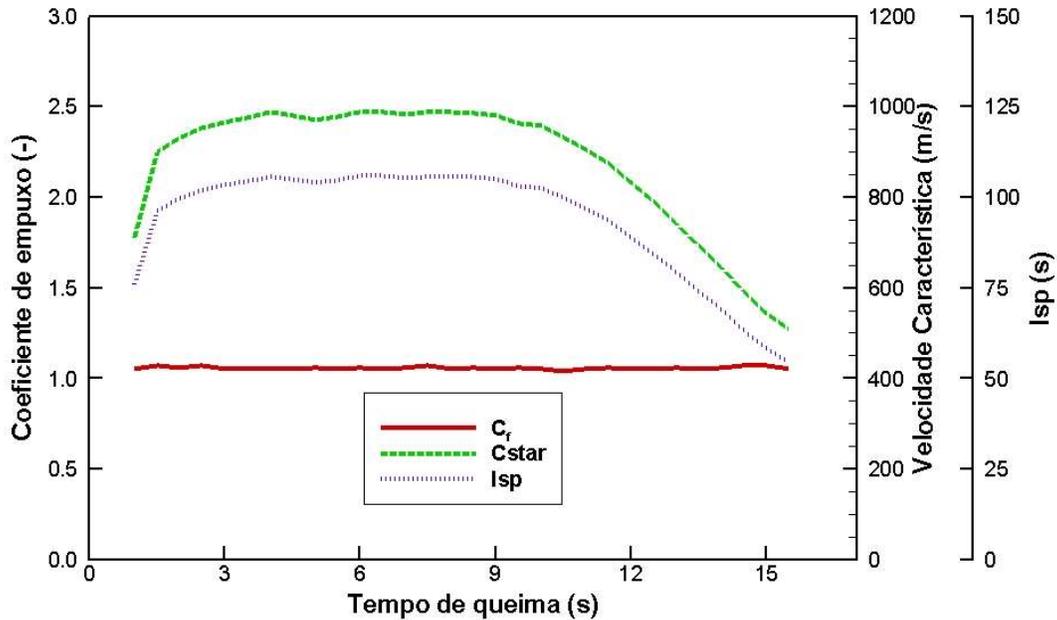
Fonte: Produção do autor.

Figura 4.20 – Pressão na câmara, vazão de oxidante e empuxo versus tempo para teste do propulsor híbrido vortical com empuxo máximo de 29 N.



Fonte: Produção do autor.

Figura 4.21 – Coeficiente de empuxo, velocidade característica e impulso específico versus tempo para teste do propulsor híbrido vortical com empuxo máximo de 29 N.

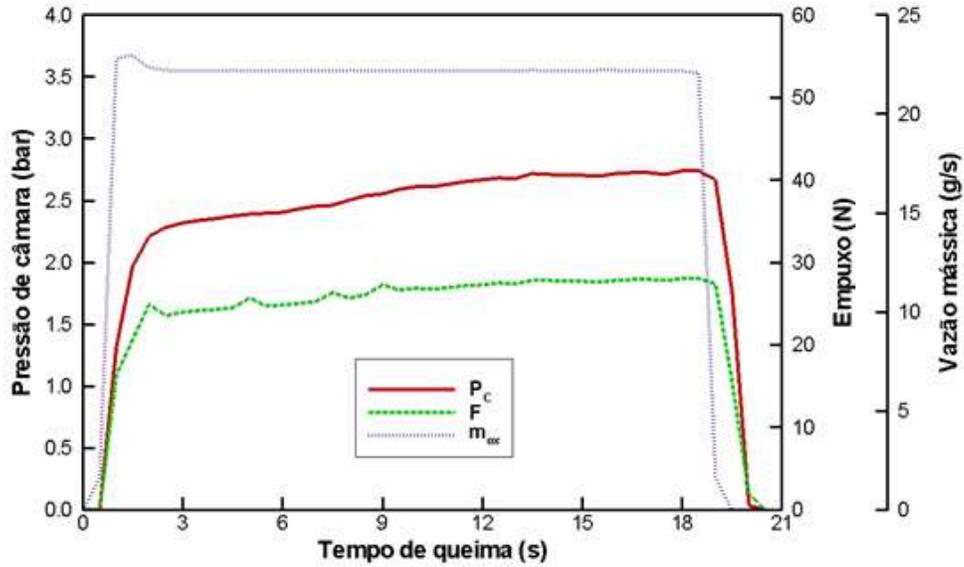


Fonte: Produção do autor.

As Figuras 4.22 e 4.23 mostram resultados de um dos testes em que foi alcançado empuxo máximo em torno de 27 N. A pressão na câmara e o empuxo aumentam após a ignição do propulsor e logo após 20 s de operação foi acionada a válvula de segurança do óxido nítrico para fechar o abastecimento de óxido nítrico. A pressão de câmara conseguiu atingir até um valor aproximado de 2,6 bar. No caso da vazão de óxido nítrico o comportamento foi quase constante com um valor de aproximadamente 22 g/s.

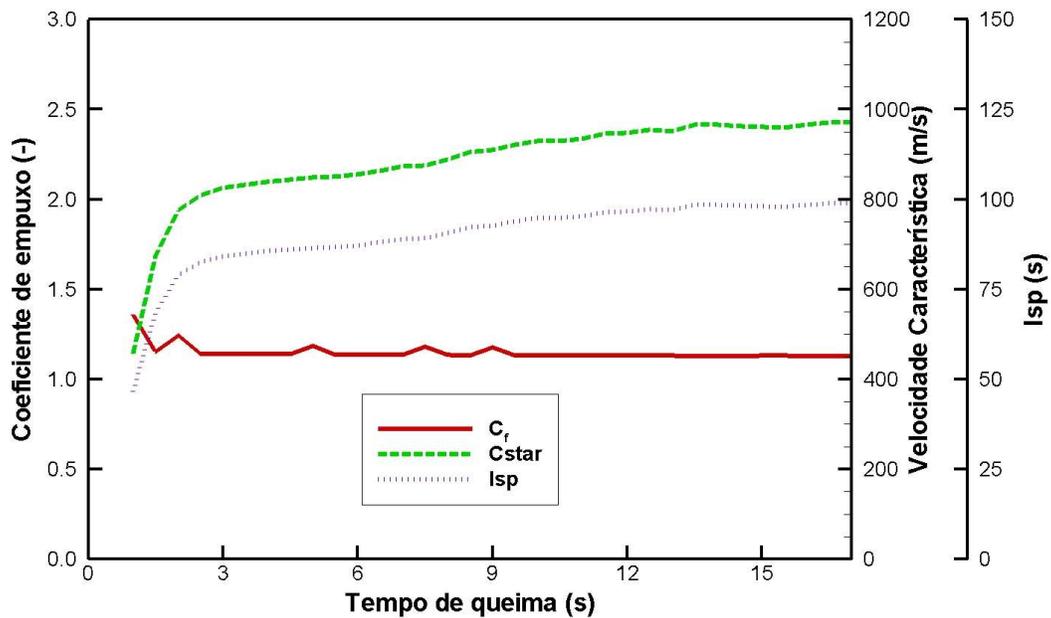
Na Figura 4.20, a pressão de câmara e o empuxo mantêm um valor quase constante durante 11 s com valores de 3 bar e 29 N respectivamente. A vazão mássica de N<sub>2</sub>O foi de 24,7 g/s. Logo de 14 s de operação, a pressão de câmara e o empuxo começam a diminuir.

Figura 4.22 – Pressão na câmara, vazão de oxidante e empuxo versus tempo para teste do propulsor híbrido vortical com empuxo máximo de 27 N.



Fonte: Produção do autor.

Figura 4.23 – Coeficiente de empuxo, velocidade característica e impulso específico versus tempo para teste do propulsor híbrido vortical com empuxo máximo de 27 N.



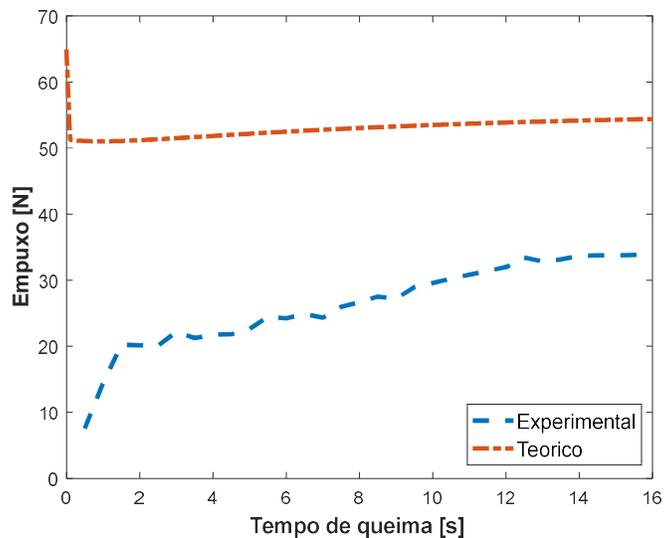
Fonte: Produção do autor.

Na Figura 4.22, a pressão de câmara e o empuxo aumentam após a ignição do propulsor e logo de 20 segundos de operação foi acionada a válvula de segurança do óxido nitroso para fechar o abastecimento do mesmo. A pressão de câmara conseguiu atingir até um valor aproximado de 2,6 bar. No caso da vazão de óxido nitroso o comportamento foi quase constante com um valor de aproximadamente 22,2 g/s.

O propulsor híbrido vortical não atingiu os níveis de empuxo, pressão e vazão de oxidante que foram estimados pelo modelo teórico simplificado. Observou-se que a queima do grão não era uniforme, a chama piloto de ignição e a chama principal derretiam a parafina de forma irregular, o oxidante entrava frio, em torno de 285 K. O modelo teórico considerou a taxa de regressão obtida por Kawai et al. (2013) e uma pressão de câmara constante igual a 5 bar.

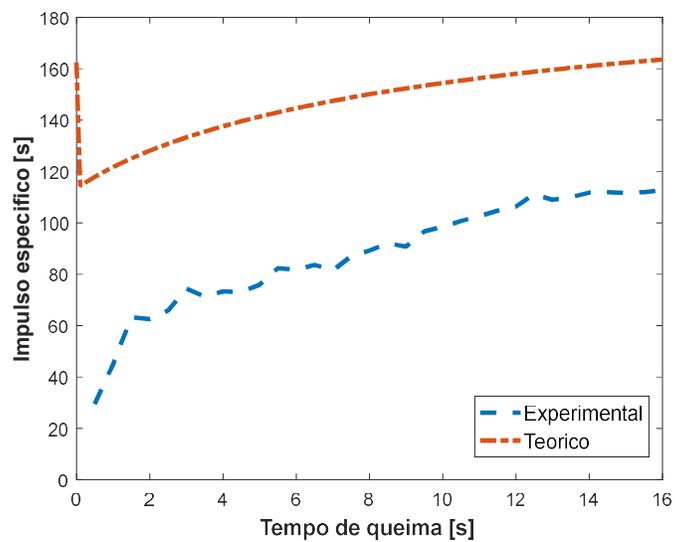
As Figura 4.24 e 4.25 mostram, respectivamente, uma comparação de empuxo e do impulso específico do modelo teórico e dados experimentais para uma vazão de 26,5 g/s de oxidante.

Figura 4.24 – Comparação de empuxo do modelo teórico e dados experimentais para uma vazão de 26,5 g/s de oxidante.



Fonte: Produção do autor.

Figura 4.25 – Comparação de impulso específico do modelo teórico e dados experimentais para uma vazão de 26,5 g/s de oxidante.



Fonte: Produção do autor.

## 5 CONCLUSÕES E SUGESTÕES

O presente trabalho descreveu um estudo teórico-experimental de um propulsor híbrido compacto de queima dual e injeção vortical de oxidante, para queima de cera de parafina e óxido nitroso gasoso, visando aplicações de baixo empuxo.

O anteprojeto do protótipo baseou-se em dados obtidos com ajuda do código CEA-NASA 2004 para a reação da cera de parafina e 1% negro de fumo e óxido nitroso, em condições de equilíbrio químico, considerando pressão na câmara de 5 bar e pressão ambiente de 0,95 bar. Foi calculado um impulso específico de 179,3 s para uma razão de mistura OC em massa igual a 7 e razão de expansão da tubeira de 1,564. Adotou-se um empuxo nominal de 50 N e uma taxa de regressão média a partir dos dados experimentais de Kawai et al. (2013), determinando-se a área de queima e o diâmetro externo do grão. Utilizou-se uma configuração  $L/D = 0,43$  da câmara do propulsor para uma geometria compacta e garantindo-se uniformidade do escoamento, após simulações computacionais 3D a frio.

Um modelo teórico simplificado foi usado para simular o comportamento geral do propulsor em operação, considerando-se regime permanente, ignição instantânea, pressão de câmara constante e a relação entre o impulso específico e a razão de mistura OC obtida do código CEA NASA 2004.

Foi realizado um estudo sobre a composição e a preparação de grãos de combustível sólido mediante análise térmica (TG e DTG).

Foi projetada uma bancada de testes adaptada para o propulsor híbrido vortical com a finalidade de garantir um adequado controle dos sensores, válvulas e da aquisição de dados.

Foram estudadas a factibilidade e operação de três alternativas de sistemas de ignição para gerar a energia mínima de ignição com a finalidade de iniciar a reação de cera de parafina e óxido nitroso.

Foram obtidos os parâmetros da pressão de câmara, empuxo e vazão de oxidante durante a campanha experimental do propulsor híbrido vortical.

Foi determinada a taxa de queima experimental da cera de parafina com 1% de negro de fumo queimando com óxido nitroso para esta configuração.

A análise termogravimétrica dos grãos com diferentes composições e métodos de preparação mostrou que a preparação do grão de combustível de cera de parafina com negro de fumo é influenciada pela velocidade de rotação de preparação, i.e., o aumento da velocidade de rotação na preparação da mistura melhora a resistência térmica. No entanto, como sugestão para um futuro trabalho deve-se analisar a influência de velocidades de rotação maiores que 100 RPM e verificar se a distribuição das partículas de negro de fumo é adequada e se ocorre uma melhora da resistência térmica.

A análise termogravimétrica da cera de parafina com adição de negro de fumo na composição do grão de combustível mostrou que a adição de 1% de massa de negro de fumo mantém o comportamento térmico da parafina pura, mas quando passa de 1,5 % de massa de negro de fumo está começa a ter um comportamento diferente em comparação com a cera de parafina pura. O aumento de 1% de negro de fumo incrementa a resistência mecânica do grão de combustível

Consequentemente, os grãos de combustível para os testes do propulsor híbrido foram preparados com 1% de adição de negro de fumo e deixando resfriar dentro dos moldes com velocidade de rotação de 48 RPM além de adicionar uma mínima quantidade de dispersante e corante de cera de parafina, este último se fosse necessário em função da não homogeneidade da distribuição do negro de fumo.

O sistema de ignição com resistência elétrica tipo *glow plug* não obteve sucesso para iniciar a reação de cera de parafina e óxido nitroso. Apesar deste sistema de ignição atingir temperaturas maiores que 900 °C na ponta da resistência e

estar acima da temperatura de decomposição do gás de óxido nitroso não foi possível iniciar a reação química com a cera de parafina, devido ao volume grande da câmara em comparação ao *glow plug*, pouco derretimento da cera de parafina para começar a reação, e o óxido nitroso ingressa dentro da câmara de combustão com uma temperatura baixa, i.e, se o escoamento aumenta a velocidade pelos furos tangenciais do propulsor a temperatura do óxido nitroso tende a diminuir.

O sistema de ignição com pirotécnico teve sucesso na ignição da cera de parafina e óxido nitroso. A combinação de diversos propelentes sólidos na preparação do pirotécnico sólido permite que este sistema de ignição possa atingir temperaturas maiores que 1000 °C. Para conseguir a ignição do pirotécnico sólido foi também utilizada como apoio a resistência elétrica tipo *glow plug*, que permitiu iniciar a combustão do pirotécnico e assim gerar chamas com temperaturas elevadas durante um determinado instante dentro da câmara de combustão do propulsor iniciando a reação da cera de parafina e óxido nitroso dentro da câmara de combustão. O problema com este sistema de ignição era a falta de controle do tempo de combustão do pirotécnico e tecnicamente não era viável devido a que para cada teste era necessário desmontar o propulsor e instalar o pirotécnico. Este sistema de ignição permitiu ter sucesso na ignição do óxido nitroso com a cera de parafina em alguns ensaios do motor.

O sistema de ignição com chama piloto obteve sucesso na ignição da cera de parafina e óxido nitroso. Este sistema de ignição utilizou uma centelha elétrica para iniciar a reação do gás de butano e óxido nitroso, gerando chamas com temperaturas maiores de 1000 °C. Por causa da configuração da câmara de combustão do propulsor, o projeto da chama piloto apresenta furos radiais de 1 cm de diâmetro no bico para que a chama fique espalhada ao redor do grão combustível e desta forma conseguir a reação adequada entre a cera de parafina e óxido nitroso. Por outro lado, do ponto de vista técnico este sistema de ignição permite obter um adequado controle da combustão do óxido nitroso e da cera de

parafina e não é necessário desmontar o propulsor para cada teste enquanto existir parafina dentro da câmara de combustão.

O propulsor híbrido vortical não atingiu os níveis de empuxo, pressão e vazão de oxidante estimados pelo modelo teórico simplificado. Observou-se que a queima do grão não era uniforme, a chama piloto de ignição e a chama principal derretiam a parafina de forma irregular, e que o oxidante entrava frio, em torno de 285 K.

A taxa de regressão da reação da cera de parafina e óxido nitroso gasoso, obtida em três testes realizados, foi aproximada pela relação  $\dot{r} = 1,5 \times 10^{-4} G_{ox}^{0,7339}$  m/s. O escoamento vortical gerado na queima desse par propelente aproximadamente dobrou a taxa de regressão durante o tempo de teste em comparação com a taxa de regressão dada por Kawai et al. (2013) para um propulsor híbrido convencional.

As pressões alcançadas na câmara de combustão foram inferiores aos valores de projeto uma vez que as vazões mássicas de oxidante foram abaixo das previstas porque se fossem usadas vazões maiores a ignição era dificultada. Consequentemente o impulso específico ficou também abaixo do esperado.

Outros problemas também foram observados durante os testes. Quando a câmara de combustão começava a esquentar e a temperatura iniciava a subir, o grão de combustível tendia a derreter em um intervalo de tempo curto. Em alguns testes foi possível observar oscilações da chama com o propulsor em operação, em virtude do derretimento rápido da parafina e a formação de uma piscina de líquido no fundo da câmara posicionada verticalmente.

Sugestões para trabalhos futuros:

- a) Realização de mais testes para obtenção de maior confiabilidade da taxa de regressão experimental.
- b) Desenvolvimento de modelo teórico mais completo, incluindo o transiente até estabilização da pressão na câmara e considerando a ignição.
- c) Aumentar a resistência térmica e estrutural da parafina com aditivos.
- d) Utilização de outros combustíveis como policarbonato e polímeros de média e alta densidade.
- e) Pré-aquecimento adicional na linha de óxido nítrico para se facilitar a ignição.
- f) Realizar simulação 3D completa com reação química.

## REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- ALTMAN, D. Hybrid rocket development history. In: AIAA/SAE/ASME/ASEE JOINT PROPULSION CONFERENCE, 27, 1991, Sacramento, CA **Proceedings....**, 1991.
- BERTOLDI, A. E. M. **Experimental investigation of the burning of paraffin and nitrous-oxide in hybrid rocket engines**. 2007. 115 p. Master Thesis, Mechanical Engineering Department, University of Brasilia, Brasilia, D.F., 2007.
- BOROS, C.; KONECNY, P. Development of wax fuel grain for hybrid rocket motor. **Advances in Military Technology**, v. 4, n. 2, 2009.
- BROWN, T. R.; LYDON, M. C. Testing of paraffin-based hybrid rocket fuel using hydrogen peroxide oxidizer. In: COLORADO SPACE GRANT CONSORTIUM'S UNDERGRADUATE SYMPOSIUM, 2005, Colorado. **Proceedings....**, Colorado, CSBR, 2005.
- CHANDLER, A.; JENS, E.; CANTELL, B. J.; HUBBARD, G. S. Visualization of the liquid layer combustion of paraffin fuel for hybrid rocket applications. In: AIAA/ASME/SAE/ASEE JOINT PROPULSION CONFERENCE & EXHIBIT, 48., 2012, Atlanta. **Proceedings...** Atlanta, Georgia: AIAA, 2012.
- CHIAVERINI, M.J.; KUO, K.K. Fundamentals of hybrid rocket combustion and propulsion. In: **Progress in astronautics and aeronautics**. Reston, VA, USA: AIAA, 2007.v. 218.
- 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. Disponível em: <<http://urlib.net/8JMKD3MGP8W/35RA9D5>>.
- CURTIS, H.D. **Orbital Mechanics for Engineering Students**. Elsevier, 2005.

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: BRAZILIAN CONGRESS OF THERMAL SCIENCES AND ENGINEERING (ENCIT), 10., 2004, Rio de Janeiro. **Proceedings...**Rio de Janeiro, Brasil: ABCM 2004.

FANG, J.; SUN, W.; LI, M.; ZHANG, D.; CAI, G. An update on BUAA nitrous oxide micro-thruster research. In: AIAA/ASME/SAE/ASEE JOINT PROPULSION CONFERENCE & EXHIBIT, 45., Denver, CO. **Proceedings...**, Denver, Colorado: AIAA, 2009.

FANTON, L.; PARAVAN, C.; DE LUCA, L. Testing and modeling fuel regression rate in a miniature hybrid burner. **International Journal of Aerospace Engineering**, v. 2012, p. 1-15, 2012.

FREUND, M.; CSIKOS, R.; KESZTHELYI, S.; MOZES, GY. **Paraffin products: properties, technologies, applications**. Elsevier, 1982.

GAIDEI, T. P. Nitrous oxide: properties, producing, grounds of manipulations and fields of application. **Technology of Organic and Inorganic Chemistry**, v. 86, p. 109-128, 2009.

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**. Milano, Italia: EDP Sciences, 2013. v. 4, p. 59-74.

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**, v. 5, n. 3, p. 279-286, 2013.

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., 2006, Recife, Brasil.  
**Anais...** Rio de Janeiro: ABCM, 2006.

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://urlib.net/8JMKD3MGPBW/TTEJUL>>.

GREATRIX, D.R. **Powered flight: the engineering of aerospace propulsion**. London: Springer-Verlag, 2012.

GREEN, L.JR. **Introductory considerations on hybrid rocket combustion**. In: WOLFARD, H.G.; GLASSMAN, I.; GREEN JR., L. (eds). **Progress in astronautics and aeronautics, 'heterogeneous combustion'**. New York, NY, USA: Academic Press, 1964. p. 451-484.

GUERREIRO, P, P, O, A. **Preliminary study of a hybrid rocket**. 2013. Dissertação (Mestrado em Engenharia mecânica) - Instituto Superior Técnico, Portugal. 2013.

HAAG, G. S. **Alternative geometry hybrid rockets for spacecraft orbit transfer**. 240p. PhD Thesis, School of Electronic Engineering, Information Technology and Mathematics, University of Surrey, Guildford, Surrey. 2001.

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 <<http://urlib.net/8JMKD3MGP3W34P/3HQFEQ5>>.

HIKONE, S.; MARUYAMA, S.; ISIGURO, T.; NAKAGAWA, I. Regression rate characteristics and burning mechanism of some hybrid rocket fuels. In:

AIAA/ASME/SAE/ASEE JOINT PROPULSION CONFERENCE & EXHIBIT, 46., 2010. Nashville. **Proceedings...** Nashville, TN: AIAA, 2010.

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

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, 2003, Nevada, USA. **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: AIAA/ASME/ASEE JOINT PROPULSION CONFERENCE, 41., 2005, Tucson. **Proceedings...** Tucson, AZ, USA: AIAA, 2005.

KARABEYOGLU, M. A.; ZILLIAC, G.; CASTELLUCCI, P.; URBANCZYK, P.; STEVENS, J.; INALHAN, G.; CANTWELL, B. J. **Development of highburning-rate hybrid-rocket-fuel flight demonstrators**. In: AIAA/ASME/ASEE JOINT PROPULSION CONFERENCE, 39., 2003, Huntsville, Al. **Proceedings...** Huntsville: AIAA, 2003. AIAA Paper, 5196.

KARABEYOGLU, M. A.; CANTWELL, B. J.; ALTMAN, D. Development and testing of paraffin-based hybrid rocket fuels. In: AIAA/ASME/SAE/ASEE JOINT PROPULSION CONFERENCE, 37., 2001, Salt Lake City. **Proceedings...** Salt Lake City, Utah: AIAA, 2001.

KARABEYOGLU, M. A. Scale-up Tests of high regression rate paraffin-based hybrid rocket fuels, **Journal of propulsion and power**, v. 20, n. 6, 2004.

KAWAI, H.; HARADA, J.; OGURO, J.; BANNO, A.; NAKAGAWA, I. Launches of hybrid rockets with wax fuel. In: AIAA/ASME/SAE/ASEE

JOINT PROPULSION CONFERENCE & EXHIBIT, 49., 2013, San Jose.

**Proceedings...** San Jose, CA: AIAA, 2013.

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**, 2006. p. 37-126.

KUO, K. K.; HOUIM, R. W. Theoretical modelling and numerical simulation challenges of combustion processes of hybrid rockets. In: AIAA/ASME/SAE/ASEE JOINT PROPULSION CONFERENCE & EXHIBIT, 47., 2011, San Diego. **Proceedings...** San Diego, CA: AIAA, 2011.

LACAVA, P.T.; BARROS, T. M. Protótipo de motor foguete movido a propelente híbrido. In: ENCONTRO DE INICIAÇÃO CIENTÍFICA E PÓS-GRADUAÇÃO DO ITA – XVI ENCITA / 2010, 16., São José dos Campos. **Anais...**, São José dos Campos, SP, Brasil: ITA, 2010.

LEE, T. S.; TSAI, H. L. Combustion characteristics of a paraffin-based fuel hybrid rocket. In: ASIA-PACIFIC INTERNATIONAL SYMPOSIUM ON COMBUSTION AND ENERGY UTILIZATION, 9., 2008, Beijing. **Proceedings...** Beijing: Beijing World Publishing Corp, 2008.

LOHNER, K.; DYER, J.; DORAN, E.; DUNN, Z.; ZILLIAC, G. Fuel regression rate characterization using a laboratory scale nitrous oxide hybrid propulsion system. In: AIAA JOINT PROPULSION CONFERENCE AND EXHIBIT, 42., 2006, Sacramento. **Proceedings...** Sacramento, CA.: AIAA, 2006.

MCCORMICK, A.; HULTGREN, E.; LITCHTMAN, M.; SMITH, J.; SNEED, R.; AZIMI, S. Design, optimization, and launch of a 3" diameter N<sub>2</sub>O/Aluminized paraffin rocket. In: AIAA/ASME/SAE/ASEE JOINT PROPULSION CONFERENCE & EXHIBIT, 41., 2005, Tucson, Arizona. **Proceedings...** Tucson, Arizona: AIAA, 2005.

MEADORS, C. Y. **The design and verification of a mems combustor chamber**. 137p. PhD Thesis, Department of applied Science, University of Arkansas at Little Rock, Little Rock, Arkansas. 2008.

MEROTTO, L.; BOIOCCHI, M.; MAZZETTI, A.; MAGGI, F.; GALFETTI, L.; DE LUCA, L. Characterization of a family of paraffin-based solid fuels. In: EUROPEAN CONFERENCE FOR AEROSPACE SCIENCES (EUCASS), 4., 2011, Saint Petersburg. **Proceedings...** Saint Petersburg, Russia, 2011.

NAKAGAWA, I.; HIKONE, S. Study on the regression rate of paraffin-based, **Journal of propulsion and power**, v. 27, n. 6, Nov-Dez 2011.

PAL, Y.; BASKAR, J.; MURUGESAN, S. Testing of paraffin-based hybrid rocket fuel using gaseous oxygen oxidiser. **Defence Science Journal**, v.62, n. 5, p. 277-283, 2012.

RIBEIRO, M. V. F.; JUNIOR, P. C. G. Hybrid rocket motors propellants: a historical approach. In: INTERNATIONAL CONGRESS OF MECHANICAL ENGINEERING, COBEM, 21., 2011, Natal. **Proceedings...** Natal, RN, Brasil, 2011.

SALVADOR, C. A. V.; NETTO, D.B.; COSTA, F. S. Preparation and testing of paraffin grains for hybrid rockets. In: INTERNATIONAL CONGRESS OF MECHANICAL ENGINEERING, 19., 2007, Brasilia. **Proceedings...** Brasilia, DF, Brasil: ABCM, 2007.

SALVADOR, C. A. V. **Investigação experimental de um propulsor híbrido para satélites e veículos espaciais usando parafina e N<sub>2</sub>O<sub>4</sub> 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://urlib.net/8JMKD3MGP8W/34UG5GS>>.

SALVADOR, C. A. V.; BASTOS NETTO, D.; DE SOUZA COSTA, F. Production and testing of paraffin grains for hybrid rockets. In: INTERNATIONAL CONGRESS OF MECHANICAL ENGINEERING, 19., 2007, Brasilia.

**Proceedings...** Brasilia, DF, Brasil: ABCM, 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, São José dos Campos, 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, 2012, Houston. **Proceedings...** Houston, Texas, USA, 2012. P. 529-541.

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, 2005, Ouro Preto. **Proceedings...** Ouro Preto, MG, Brasil: ABCM, 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: BRAZILIAN CONGRESS OF THERMAL SCIENCES AND ENGINEERING. 10., 2004, Rio de Janeiro. **Proceedings...** Rio de Janeiro, RJ, Brasil: ABCM, 2004.

SHINOHARA, K.; NAKAGAWA, I. Regression rate characteristics of paraffin-base fuel under swirled oxidizer flow. In: AIAA/ASME/SAE/ASEE JOINT PROPULSION CONFERENCE & EXHIBIT, 48., 2012, Atlanta. **Proceedings...** Atlanta, Georgia: AIAA, 2012.

SIMURDA, L.; STOBBER, K. J.; BOIRON, A. J.; HORNSTEIN, K.; JENS, E.; FLETCHER, A. Design and development of a thrust vector controlled paraffin/nitrox hybrid rocket. In: AIAA/ASME/SAE/ASEE JOINT PROPULSION CONFERENCE & EXHIBIT, 48., 2012, Atlanta. **Proceedings...** Atlanta, Georgia: AIAA, 2012.

SUTTON, G. P. **Rocket propulsión elements**: an introduction to the engineering of rockets. New York: Wiley, 2007.

THICKSTEN, Z.; MACKLIN, F.; CAMPBELL, J. Handling considerations of nitrous oxide in hybrid motor testing. In: AIAA/ASME/SAE/ASEE JOINT PROPULSION CONFERENCE & EXHIBIT, 44., 2008, Hartford. **Proceedings...** Hartford, CT: AIAA, 2008.

TURNER, M. **Rocket and spacecraft propulsion**: practice and developments. Springer-praxis, 2009.

VENUGOPAL, S.; RAJESH, K. K.; RAMANUJACHARI, V. Hybrid Rocket Technology. **Defence Science Journal**, v. 61, n. 3, p. 193-200, 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.

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

WEISMILLER, M. R.; CONNELL, T. L.; RISHA, G. A.; YETTER, R. A. Characterization of Ammonia Borane ( $\text{NH}_3\text{BH}_3$ ) enhancement to a paraffin fueled hybrid rocket system. In: AIAA/ASME/SAE/ASEE JOINT PROPULSION

CONFERENCE & EXHIBIT, 46., 2010, Nashville. **Proceedings...**, Nashville, TN: AIAA, 2010.

ZAKIROV, V.; SWEETING, M.; GOEMAN, V.; LAWRENCE, T. Surrey research on nitrous oxide catalytic decomposition for space applications. IN: AIAA/USU CONFERENCE ON SMALL SATELLITES, 14., 2000, Logan, UT.

**Proceedings...** Logan: Utah State University. 2000 p. 1 - 9. Disponível em:

<http://smallsat.org/proceedings/14/tsxi/xi-6.pdf>

## ANEXO A

### Código em MATLAB para simulação do propulsor híbrido vortical

```
% propulsor hibrido vortical
% modelo simplificado para Pc constante
clear;
% dados
deltat = 0.1; % s
Dext = 0.1237; % m
Dint = 0.0120; % m
rho_c = 785; % kg/m3
Ag = 9.068E-5; % m2
Pc = 5.E5; % Pa
a = 1.5E-4;
n = 0.7339;
Hinicial = 0.013; % m
Hmax = 0.053; % m
mdot_ox = 0.0265; % kg/s
% condições iniciais
j = 1;
t(j) = 0;
H(j) = Hinicial;
A(j) = (Dext-Dint)/2*H(j);
Gox(j) = mdot_ox/A(j);
r(j) = a*(Gox(j))^n;
mdot_c(j) = rho_c*r(j)*pi/4*(Dext^2-Dint^2);
OC(j) = mdot_ox/mdot_c(j);
% relação Isp vs OC somente válida para Pc = 5 bar = constante;
Isp(j) = 0.0006*OC(j)^6 -0.0243*OC(j)^5 +0.3917*OC(j)^4 ...
        -2.7785*OC(j)^3 +5.5422*OC(j)^2 +26.828*OC(j)+72.752;
F(j) = (mdot_ox + mdot_c(j))*9.8065*Isp(j);
Isp(j) = 162.5;
% iteração
while H(j)< Hmax
H(j+1) = H(j) + 2*r(j)*deltat;
A(j+1) = (Dext-Dint)/2*H(j+1);
Gox(j+1)= mdot_ox/A(j+1);
r(j+1) = a*(Gox(j+1))^n;
mdot_c(j+1) = rho_c*r(j+1)*pi/4*(Dext^2-Dint^2);
OC(j+1) = mdot_ox/mdot_c(j+1);
Isp(j+1) = 0.0006*OC(j+1)^6 -0.0243*OC(j+1)^5 +0.3917*OC(j+1)^4 ...
        -2.7785*OC(j+1)^3 +5.5422*OC(j+1)^2 +26.828*OC(j+1) + ...
        72.752;
F(j+1) = (mdot_ox + mdot_c(j+1))*9.8065*Isp(j+1);
mdot(j+1) = mdot_c(j+1) + mdot_ox;
cstar(j+1) = F(j+1)/mdot(j+1);
cf(j+1) = F(j+1)/(Pc*Ag);
t(j+1) = t(j) + deltat;
j = j + 1;
end
% saída
figure(1);
plot(t,r*1000,'--','LineWidth',1.5);
axis([0 20 0 1.8])
```

```

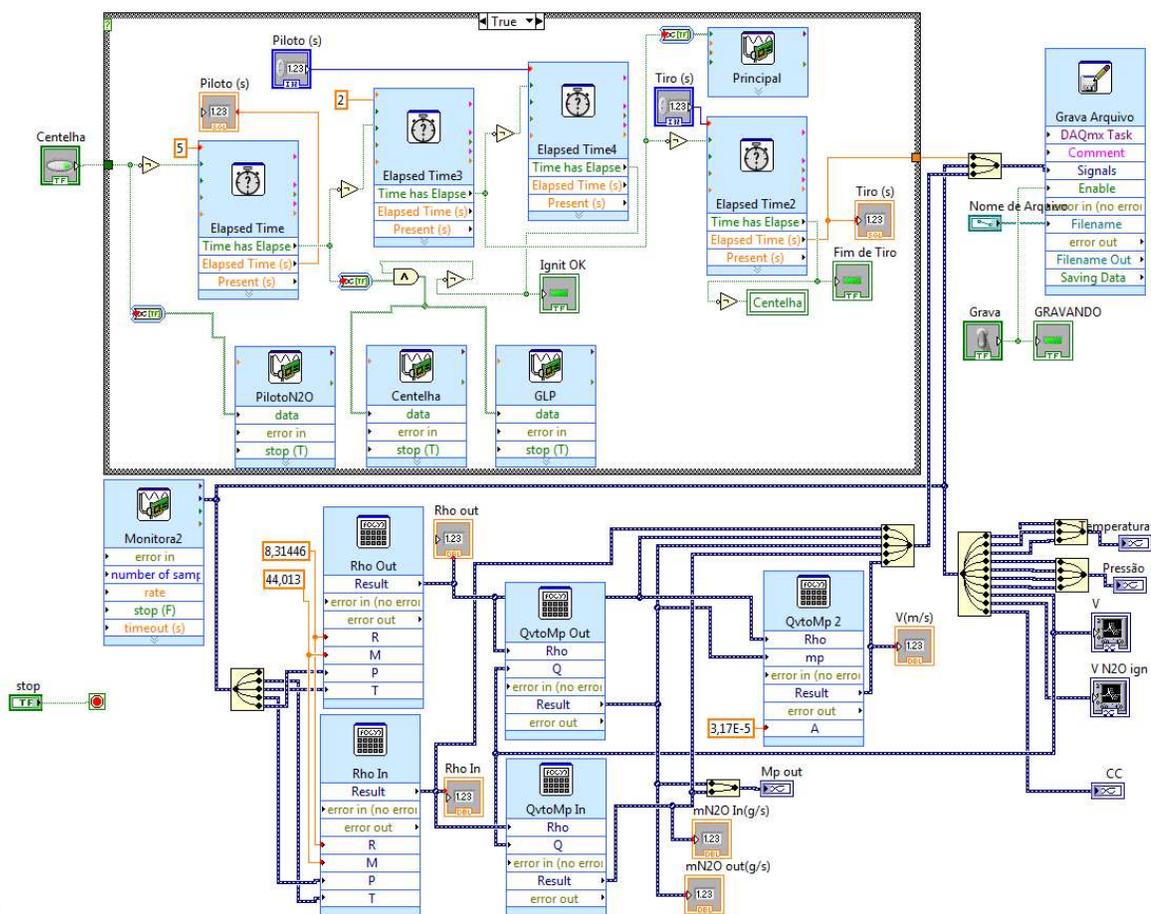
xlabel('\bfTempo de queima [s]','FontSize',12); ylabel('\bf r
[mm/s]','FontSize',12);
legend('a = 4,9E-5, n = 0,61','a = 9,8E-5, n = 0,61','a = 1,960E-4, n
= 0,61')
hold on
% saida
figure(2);
plot(t,OC,'--','LineWidth',1.5);
axis([0 20 0 12])
xlabel('\bfTempo de queima [s]','FontSize',12); ylabel('\bfRazão de
mistura O/C','FontSize',12);
legend('a = 4,9E-5, n = 0,61','a = 9,8E-5, n = 0,61','a = 1,960E-4, n
= 0,61')
hold on
figure(3);
plot(t,mdot_c*1000,'--','LineWidth',1.5);
axis([0 20 0 18])
xlabel('\bfTempo de queima [s]','FontSize',12); ylabel('\bfVazão
mássica de combustível [g/s]','FontSize',12);
legend('a = 4,9E-5, n = 0,61','a = 9,8E-5, n = 0,61','a = 1,960E-4, n
= 0,61')
hold on
figure(4);
plot(t,Isp,'--','LineWidth',1.5);
axis([0 20 100 210])
xlabel('\bfTempo de queima [s]','FontSize',12); ylabel('\bfIsp
[s]','FontSize',12);
legend('a = 4,9E-5, n = 0,61','a = 9,8E-5, n = 0,61','a = 1,960E-4, n
= 0,61')
hold on
figure(5);
plot(t,H,'--','LineWidth',1.5);
axis([0 20 0 0.055])
xlabel('\bfTempo de queima [s]','FontSize',12); ylabel('\bfH
[m]','FontSize',12);
legend('a = 4,9E-5, n = 0,61','a = 9,8E-5, n = 0,61','a = 1,960E-4, n
= 0,61')
hold on
figure(6);
plot(t,F,'--','LineWidth',1.5);
axis([0 20 40 70])
xlabel('\bfTempo de queima [s]','FontSize',12); ylabel('\bfEmpuxo
[N]','FontSize',12);
legend('a = 4,9E-5, n = 0,61','a = 9,8E-5, n = 0,61','a = 1,960E-4, n
= 0,61')
hold on

```

## ANEXO B

### Diagrama de blocos da programação e tela de visualização do LabView

Figura B.1 – Diagrama de blocos da plataforma LabView para gerenciar a aquisição de dados.



Fonte: Produção do autor.

Figura B.2 – Tela de visualização dos diferentes sensores montados na bancada de testes.



Fonte: Produção do autor.