



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

sid.inpe.br/mtc-m21b/2014/05.01.10.24-TDI

INVESTIGAÇÃO EXPERIMENTAL DE UM PROPULSOR HÍBRIDO USANDO POLIETILENO E TETRÓXIDO DE NITROGÊNIO

Leonardo Vinicius Arnoni

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Combustão e Propulsão, orientada pelo Dr. Fernando de Souza Costa, aprovada em 08 de maio de 2014.

URL do documento original:

<<http://urlib.net/8JMKD3MGP5W34M/3G8CM6L>>

INPE
São José dos Campos
2014

PUBLICADO POR:

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE

Gabinete do Diretor (GB)

Serviço de Informação e Documentação (SID)

Caixa Postal 515 - CEP 12.245-970

São José dos Campos - SP - Brasil

Tel.:(012) 3208-6923/6921

Fax: (012) 3208-6919

E-mail: pubtc@sid.inpe.br

CONSELHO DE EDITORAÇÃO E PRESERVAÇÃO DA PRODUÇÃO INTELLECTUAL DO INPE (RE/DIR-204):**Presidente:**

Marciana Leite Ribeiro - Serviço de Informação e Documentação (SID)

Membros:

Dr. Gerald Jean Francis Banon - Coordenação Observação da Terra (OBT)

Dr. Amauri Silva Montes - Coordenação Engenharia e Tecnologia Espaciais (ETE)

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

Dr. Joaquim José Barroso de Castro - Centro de Tecnologias Espaciais (CTE)

Dr. Manoel Alonso Gan - Centro de Previsão de Tempo e Estudos Climáticos (CPT)

Dr^a Maria do Carmo de Andrade Nono - Conselho de Pós-Graduação

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

BIBLIOTECA DIGITAL:

Dr. Gerald Jean Francis Banon - Coordenação de Observação da Terra (OBT)

REVISÃO E NORMALIZAÇÃO DOCUMENTÁRIA:

Maria Tereza Smith de Brito - Serviço de Informação e Documentação (SID)

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

EDITORAÇÃO ELETRÔNICA:

Maria Tereza Smith de Brito - Serviço de Informação e Documentação (SID)

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



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

sid.inpe.br/mtc-m21b/2014/05.01.10.24-TDI

INVESTIGAÇÃO EXPERIMENTAL DE UM PROPULSOR HÍBRIDO USANDO POLIETILENO E TETRÓXIDO DE NITROGÊNIO

Leonardo Vinicius Arnoni

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Combustão e Propulsão, orientada pelo Dr. Fernando de Souza Costa, aprovada em 08 de maio de 2014.

URL do documento original:

<<http://urlib.net/8JMKD3MGP5W34M/3G8CM6L>>

INPE
São José dos Campos
2014

Dados Internacionais de Catalogação na Publicação (CIP)

Arnoni, Leonardo Vinicius.

Ar63i Investigação experimental de um propulsor híbrido usando polietileno e tetróxido de nitrogênio / Leonardo Vinicius Arnoni. – São José dos Campos : INPE, 2014.
xxvi + 132 p. ; (sid.inpe.br/mtc-m21b/2014/05.01.10.24-TDI)

Dissertação (Mestrado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Combustão e Propulsão) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2014.

Orientador : Dr. Fernando de Souza Costa.

1. Taxa de regressão. 2. Propulsor híbrido. 3. Tetróxido de nitrogênio. 4. UDMH. 5. HDPE. I.Título.

CDU 629.76



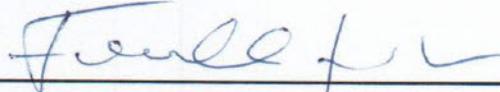
Esta obra foi licenciada sob uma Licença [Creative Commons Atribuição-NãoComercial 3.0 Não Adaptada](https://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/).

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

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

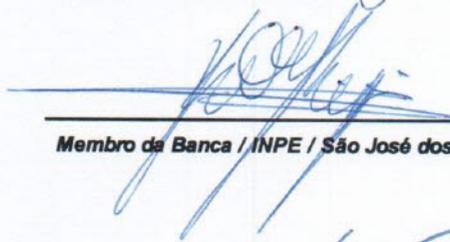
Engenharia e Tecnologia
Espaciais/Combustão e Propulsão

Dr. Fernando de Souza Costa



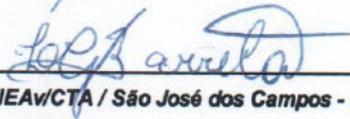
Presidente / Orientador(a) / INPE / Cachoeira Paulista - SP

Dr. Rodrigo Intini Marques



Membro da Banca / INPE / São José dos Campos - SP

Dr. Luiz Gilberto Barreta



Convidado(a) / IEAv/CTA / São José dos Campos - SP

Este trabalho foi aprovado por:

maioria simples

unanimidade

Aluno (a): **Leonardo Vinicius Amoni**

São José dos Campos, 08 de Maio de 2014

“A única maneira de fazer um bom trabalho é amando o que você faz. Se você ainda não encontrou, continue procurando. Não se desespere. Assim como no amor, você saberá quando tiver encontrado”.

Steve Jobs

À minha mãe, ao amigo Dr. Antonio Osny de Toledo que me abriu as portas do conhecimento, ao meu orientador pelas oportunidades e à pequena Luíza.

AGRADECIMENTOS

Ao INPE e ao LCP, por terem possibilitado a realização desta dissertação.

À CAPES por me conceder uma bolsa de estudos.

Ao meu orientador Dr. Fernando de Souza Costa, pela sua dedicação no cumprimento de suas atividades, pelos inúmeros votos de confiança, sua paciência e sua orientação. Fatores sem os quais a realização deste trabalho não seria possível.

Ao Corpo docente do LCP, pelos esforços empenhados no curso de pós-graduação.

Ao Engenheiro Carlos Jaeger, pela preparação da bancada, integração dos sistemas utilizados e aquisição de dados durante os testes.

À equipe da oficina do LCP pela sua prontidão e atenção à qualidade dos componentes produzidos para este projeto.

Ao BTSA, pelos profissionais e equipamentos gentilmente cedidos para a realização deste trabalho, em especial ao Álvaro Ribeiro Filho e ao Jefferson Luiz Nogueira pelas inúmeras horas de trabalho e conselhos que garantiram o perfeito funcionamento da bancada experimental e segurança operacional.

A todos os colaboradores do INPE e LCP que mantêm a segurança, assiduidade, gerenciamento de recursos e atendimento do instituto pelas inúmeras facilidades à execução de nossas atividades.

Aos amigos mestrandos e doutorandos pelo apoio e contribuições diretas e indiretas, em especial ao Roger Apaza Vásquez por dividir suas experiências e conhecimentos relacionados à execução deste projeto.

A minha família, em especial minha mãe, por todo o apoio em todos estes anos.

Aos amigos do Instituto de Estudos Avançados (IEAv), em especial aos meus primeiros orientadores Dr. Antônio Osny de Toledo e Dr. Demerval Carinhana Junior, sem os quais eu não teria feito as escolhas que me trouxeram ao INPE.

RESUMO

Propulsores híbridos empregam propelentes em estados físicos distintos e armazenados separadamente. Apresentam características favoráveis em termos de segurança de operação, baixo custo de desenvolvimento e confiabilidade em relação a sistemas propulsivos a propelentes sólidos e a bipropelentes líquidos. No entanto, os propelentes híbridos convencionais apresentam taxas de regressão relativamente baixas, resultando em empuxos menores que os sistemas convencionais. Assim, este trabalho apresenta uma investigação preliminar quanto ao uso de tetróxido de nitrogênio e do polietileno de alta densidade como propelentes híbridos. Para tanto foi construído e testado um propulsor híbrido com empuxo de 90N usando um grão monoperfurado cilíndrico, injeção centrífuga e ignição por um jato de UDMH. Foi construída uma bancada de testes especialmente adaptada para avaliação das características de operação do propulsor e determinação das taxas de regressão do par propelente.

EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF A HYBRID THRUSTER USING POLYETHYLENE AND NITROGEN TETROXIDE AS PROPELLANTS

ABSTRACT

Hybrid thrusters use propellants in different physical states, storage separately. Exhibit favorable characteristics like safety, low cost development and reliability over solid and liquid bipropellant thrusters. However, the conventional hybrid propellants have relatively low regression rates, resulting in lower thrust than conventional thrusters. Thus, this work presents a preliminary investigation on the use of nitrogen tetroxide and high density polyethylene as hybrid propellants. Therefore a 90N hybrid thruster, using a single port grain, a swirl injector and an UDMH ignitor was developed and tested. A test bench was built and specially adapted for evaluation of operating characteristics of the hybrid thruster and determination of propellant's regression rate.

LISTA DE FIGURAS

	<u>Pág.</u>
Figura 1.1 - Configurações de grão propelente.....	3
Figura 1.2 - Sistema propulsivo monopropelente a hidrazina (N_2H_4).	4
Figura 1.3 - Motor bipropelente líquido com alimentação por pressurização.	5
Figura 1.4 - Motor bipropelente líquido com alimentação por turbobomba.	6
Figura 1.5 - Configuração clássica de um propulsor híbrido.	8
Figura 1.6 - Comportamento típico da taxa de regressão.	15
Figura 1.7 - Mecanismo de desprendimento de gotas.	17
Figura 2.1 - Exemplo de injetor de orifício	24
Figura 2.2 - Geometria básica de um injetor centrífugo simples.	25
Figura 2.3 - Ângulo de cone, coeficiente de descarga e coeficiente de preenchimento x constante geométrica do injetor.	29
Figura 2.4 - Inclinação do canal tangencial x coeficiente de perda inicial.	29
Figura 2.5 - Relação entre os diâmetros da Câmara de vórtice e do furo de saída.	30
Figura 2.6 - Impulso total.	37
Figura 2.7 - I_{sp} teórico x O/F do par propelente HDPE e NTO.	43
Figura 2.8 - I_{spd} teórico x O/F do par propelente HDPE e NTO.	43
Figura 2.9 - Coeficiente de empuxo x O/F do par propelente HDPE e NTO.	44
Figura 2.10 - Velocidade característica teórica x O/F do par propelente HDPE e NTO.	45
Figura 2.11 - Vista em corte do propulsor.	48
Figura 2.12 - Detalhes do Propulsor.	49
Figura 3.1 - Representação das cadeias de polietileno.	52
Figura 3.2 - Representação esquemática das cadeias de alguns tipos de polietileno.	54
Figura 3.3 - Injetor.....	57
Figura3.4 -Câmara de combustão.	58
Figura3.5 -Pós-câmara (A) e tubeira (B).	58
Figura3.6 -Insero datubeira.	59
Figura3.7-Grão propelente.	59
Figura3.8 -Anel de vedação de polietileno.	60
Figura3.9 -Anel de vedação de alumínio.	60
Figura 3.10 -Esquema de montagem experimental para calibração do injetor.	62
Figura 3.11 - Visualização experimental da abertura e fechamento da válvula.....	63
Figura 3.12 -Abertura e fechamento da válvula.	64
Figura 3.13 - Curva de calibração do injetor para H_2O	67
Figura 3.14 - Curva de calibração do injetor para N_2O_4	69
Figura 3.15- Avaliação do ângulo de cone do spray.....	74

Figura3.16-Bancada Experimental.	76
Figura3.17 - Fixação deslizante do propulsor.....	77
Figura 3.18 - Forças na célula de carga.	77
Figura 3.19 - Sistema de pré-carga.	79
Figura 3.20- Fixação do propulsor.	80
Figura3.21- Curva de calibração do injetor de UDMH.	82
Figura3.22 - Tempos de acionamento das válvulas.	83
Figura3.23 - Tempos de acionamento das válvulas x comando.	84
Figura 4.1 - Sistemas de fixação testados.	87
Figura 4.2 - Falhas no registro do empuxo.	89
Figura 4.3 - Registros satisfatórios de empuxo.	90
Figura 4.4 - Pressões e vazão mássica de oxidante para o teste 9.....	91
Figura 4.5 - Pressões nos tanques para o teste 9.....	92
Figura 4.6 - Empuxo e pressão na câmara para o teste 9.....	93
Figura 4.7 - Pressões e vazão mássica de oxidante para o teste 12.....	93
Figura 4.8 - Pressões nos tanques para o teste 12.	94
Figura 4.9 - Empuxo e pressão na câmara para o teste 12.	94
Figura 4.10 - Pressões e vazão mássica de oxidante para o teste 13.	95
Figura 4.11 - Pressões nos tanques para o teste 13.	95
Figura 4.12 - Empuxo e pressão na câmara para o teste 13.....	96
Figura 4.13 - Temperaturas registradas para os testes 9 e 13.	97
Figura 4.14 - Velocidade característica para o teste 9.	98
Figura 4.15 - Impulso específico para o teste 9.	98
Figura 4.16 - Velocidade característica para o teste 12.	99
Figura 4.17 - Impulso específico para o teste 12.	99
Figura 4.18 - Velocidade característica para o teste 13.	100
Figura 4.19 - Impulso específico para o teste 13.	100
Figura 4.20 - Razão O/F para o teste 9.	101
Figura 4.21 - Razão O/F para o teste 12.	102
Figura 4.22 - Razão O/F para o teste 13.	102
Figura 4.23 - Grão propelente queimado em corte.	103
Figura 4.24 - Geometria do grão propelente.....	105
Figura 4.25 - Curva de regressão N ₂ O ₄ , HDPE.	108
Figura 4.26 - Comparação das taxas de regressão de vários propelentes.	109

LISTA DE TABELAS

	<u>Pág.</u>
Tabela 2.1 – Parâmetros teóricos iniciais.	45
Tabela 2.2 – Parâmetros iniciais para projeto do injetor centrífugo.	46
Tabela 2.3 – Propriedades do injetor centrífugo.	46
Tabela 2.4 – Relações geométricas do injetor centrífugo.	47
Tabela 2.5 – Características do grão propelente.	47
Tabela 2.6 – Parâmetros e Dimensões do Propulsor.	48
Tabela 3.1 – Propriedades físico-químicas N_2O_4	52
Tabela 3.2 - Propriedades físico-químicas do HDPE.	54
Tabela 3.3 - Propriedades físico-químicas do UDMH.	55
Tabela 3.4 – Experimentos de calibração do injetor para H_2O	66
Tabela 3.5 – Dados Experimentais do injetor para H_2O	66
Tabela 3.6 – Dados ajustados de calibração do injetor para N_2O_4	68
Tabela 3.7 – Níveis de correlação das amostras.	72
Tabela 3.8 – Ângulo de cone x diferença de pressão.	74
Tabela 4.1 – Segunda fase dos testes de ignição.	86
Tabela 4.2 – Consumos de oxidante e combustível.	104
Tabela 4.3 – Dados experimentais.	105
Tabela 4.4 – Geometria do grão durante os testes.	106
Tabela 4.5 – Parâmetros médios do grão propelente e taxa de regressão média.	107

LISTA DE SIGLAS E ABREVIATURAS

CEA	Chemical Equilibrium and Application Composition
PMMA	Metacrilato de polimetila
HTPB	Polibutadienohidroxilado
NTO	Tetróxido de nitrogênio
HDPE	Polietileno de alta densidade
BTCA	Banco de Testes em Condições Atmosféricas
BTSA	Banco de Testes com Simulação de Altitude
INPE	Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
LCP	Laboratório Associado de Combustão e Propulsão
LDPE	Polietileno de baixa densidade
XLPE	Polietileno reticulado
LLDPE	Polietileno linear de baixa densidade
MMH	Metil-hidrazina ou monometil-hidrazina
UDMH	Dimetilhidrazina assimétrica
SID	Serviço de Informação e Documentação
TDI	Teses e Dissertações Internas
SPG	Serviço de Pós-Graduação

LISTA DE SÍMBOLOS

A	Área, m ²
a	Constante de regressão, -
A_b	Área superficial da porta de combustão, m ²
A_N	Área da seção de saída do injetor, m ²
c	Velocidade efetiva de ejeção, m/s
C	Parâmetro C, -
C_d	Coeficiente de descarga do injetor, -
C_F	Coeficiente de empuxo, -
c^*	Velocidade de ejeção característica, m/s
D	Diâmetro, m
d_b	Distância de queima, m
D_p	Diâmetro dos furos de entrada, m
D_s	Diâmetro da câmara de vórtice, m
d_0	Diâmetro do furo de saída do injetor, m
e	Função exponencial, -
F	Empuxo, N
F_m	Empuxo devido à variação de quantidade de movimento, N
F_p	Empuxo devido à pressão, N
G	Fluxo, kg/m ² s
g_0	Aceleração da gravidade, m/s ²
\bar{h}_f^0	Entalpia de formação, kJ/mol
I_{sp}	Impulso específico, s
I_{spd}	Produto densidade impulso específico, kg.s/m ³
I_t	Impulso total, N/s
K	Constante geométrica do injetor, -
K_{eq}	Constante geométrica do injetor equivalente, -
L	Comprimento, m
l_f	Comprimento dos canais de entrada, m

L_g	Comprimento do grão propelente, m
\ln	Logaritmo neperiano, -
L_p	Comprimento dos furos entrada, m
L_s	Comprimento da câmara de vórtice, m
l_o	Comprimento do canal de saída, m
m	Massa, kg
m	Expoente de regressão, -
\dot{m}	Vazão em massa, kg/s
n	Expoente de regressão, -
N	Número de portas de combustão, -
n_f	Quantidade de canais tangenciais de entrada, -
O/F	Razão oxidante combustível, -
P	Pressão, N/m ² (bar)
P_a	Pressão ambiente, N/m ² (bar)
P_Q	Quantidade de movimento, kg.m/s
P_1	Pressão na câmara, Pa
r	Coeficiente de correlação de Pearson, -
R	Raio da porta de combustão, m
R	Raio de vórtice, m
R_{cv}	Raio da câmara de vórtice, m
Re	Número de Reynolds, -
r_f	Raio dos canais tangenciais de entrada, m
r_s	Raio do furo de saída do injetor, m
R^2	Quadrado da correlação de Pearson, -
\dot{r}	Taxa de regressão, mm/s
$R1$	Raio externo do grão, m
$R2$	Raio da porta de combustão, m
t	Tempo, s
t_b	Tempo de queima, s
U_{id}	Velocidade de saída, m/s

μ_n	Coeficiente de descarga
v	Velocidade, m/s
V_e	Velocidade de exaustão, m/s
v_g	Volume do grão, m ³
x	Distância do início da porta, m
Z	Função Z

Subscritos

c	Condição na câmara de combustão
e	Exaustão
f	Final
F	Combustível
g	Condição na garganta
i	Inicial
m	Condição média
mom	Momento
O	Oxidante
ox	oxidante
s	Condição de saída
0	Inicial

Letras gregas

γ	Razão de calores específicos a pressão e volume constantes, -
ΔP	Queda de pressão no injetor, Pa
ϵ	Razão de expansão, -
λ	Eficiência da tubeira
λ	Coeficiente de atrito
λ_c	Coeficiente de atrito da câmara de vórtice
ξ	Coeficiente de perda total
π	Pi, 3,1416
ρ	Densidade, g/cm ³

μ	Viscosidade cinemática, m ² /s
Φ	Razão de equivalência

SUMÁRIO

Pág.

1	INTRODUÇÃO.....	1
1.1.	Propulsores a propelente sólido	1
1.2.	Propulsores a propelentes líquidos.....	3
1.3.	Propulsores híbridos.....	7
1.4.	Taxa de Regressão de Propelentes Híbridos	11
1.5.	Medidas de taxa de regressão.....	20
1.6.	Trabalhos sobre propulsão híbrida no Brasil.....	21
1.7.	Objetivos.....	22
2	ASPECTOS FUNDAMENTAIS E PROJETO DO PROPULSOR.....	23
2.1.1.	Injetores de orifício.....	23
2.1.2.	Injetores centrífugos simples	25
2.2.	Projeto de Injetores Centrífugos	26
2.2.1.	Ajuste geométrico do injetor	29
2.3.	Dimensionamento do grão propelente	31
2.4.	Parâmetros de Desempenho Propulsivo	35
2.4.1.	Empuxo.....	35
2.4.2.	Coefficiente de empuxo (C_F)	36
2.4.3.	Impulso total (I_t)	37
2.4.4.	Velocidade de ejeção ideal (v_e)	38
2.4.5.	Velocidade efetiva de ejeção (c).....	38
2.4.6.	Impulso específico (I_{sp}).....	38
2.4.7.	Velocidade característica (C^*).....	39
2.5.	Dimensionamento da tubeira	40
2.6.	Razão de mistura.....	42
2.7.	Parâmetros de Desempenho do Propulsor.....	42
2.8.	Projeto do Propulsor	46
3	METODOLOGIA EXPERIMENTAL	51
3.1.	Propelentes Utilizados	51
3.1.2.	Polietileno de Alta Densidade	52
3.1.3.	Fluido de ignição	54
3.2.	Fabricação do propulsor.....	56
3.2.1.	Curvas de calibração do injetor de oxidante.....	61
3.3.	Ajuste da curva de calibração para N_2O_4	67
3.4.	Ajuste polinomial.....	69

3.4.1.	Correlação Linear	71
3.4.2.	Coefficiente de correlação Linear	71
3.5.	Ângulo de saída do injetor	73
3.6.	Bancada experimental	75
3.7.	Testes de ignição	80
4	RESULTADOS E DISCUSSÕES	85
4.1.	Ignição	85
4.2.	Fixação do propulsor	87
4.3.	Medidas Efetuadas	90
4.4.	Avaliação da taxa de regressão	103
4.5.	Ajuste da curva para determinação da taxa de regressão	108
5	CONCLUSÕES E SUGESTÕES	111
	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	113
	ANEXO A – DESENHOS DO PROPULSOR	123
A.1	Pré-câmara do injetor	123
A.2	Câmara de vórtice do injetor	124
A.3	Placa de injeção	125
A.4	Flange de fixação da pré-câmara / câmara de combustão	126
A.5	Câmara de combustão	127
A.6	Flange fixação câmara de combustão / pós-câmara	128
A.7	Grão propelente de polietileno	129
A.8	Pós-câmara de combustão	130
A.9	Tubeira	131
A.10	Flange fixação pós-câmara / câmara de combustão	132

1 INTRODUÇÃO

Os sistemas de propulsão podem ser classificados de acordo com a fonte de energia utilizada, por exemplo, em químicos, nucleares, elétricos ou solares. Foguetes de sondagem, mísseis, foguetes lançadores e motores de apogeu, em geral, utilizam a energia armazenada nas ligações químicas de propelentes sólidos, líquidos ou híbridos (SUTTON, 2001).

Os propulsores a bipropelentes líquidos são relativamente complexos e apresentam custos de desenvolvimento e de fabricação elevados, enquanto os motores-foguete a propelente sólido são mais simples, com custos de desenvolvimento e fabricação menores que os líquidos, embora sejam particularmente perigosos, porque podem explodir se o grão propelente apresentar trincas, bolhas ou outras imperfeições. Há também o risco de ignição antes do momento desejado. Os propulsores a propelentes híbridos utilizam um propelente na fase líquida e outro na fase sólida e apresentam características intermediárias aos motores a propelente sólido e aos bipropelentes líquidos.

1.1. Propulsores a propelente sólido

Os sistemas propulsivos a propelentes sólidos apresentam construção mais simples e de menor custo de produção que os sistemas propulsivos a bipropelentes líquidos ou híbridos. Nos sistemas a propelentes sólidos o oxidante e o combustível estão misturados e acondicionados na própria câmara de combustão, na forma de um grão, pronto para entrar em combustão após iniciação por um ignitor (SUTTON, 2001).

O propelente sólido pode ser homogêneo (base dupla) ou heterogêneo (compósito). O compósito é uma mistura de combustível, oxidante, plastificante e agente de cura. Quando necessário, são usados catalisadores para ajuste na velocidade de queima. O propelente de base dupla emprega nitroglicerina, nitrocelulose e estabilizantes. O impulso específico (razão entre o empuxo e a

vazão em peso dos propelentes) dos propulsores a propelentes sólidos modernos é da ordem de 270 s.

Em geral, a área de queima do grão propelente sólido varia ao longo do tempo de queima e, conseqüentemente, o empuxo do propulsor também varia com o tempo. Várias configurações geométricas do grão propelente foram desenvolvidas para atender a diferentes necessidades. A Figura 1.1 ilustra algumas geometrias utilizadas nos grãos propelentes de foguetes a propelentes sólidos.

Propulsores a propelentes sólidos podem ser estocados por períodos de até 25 anos desde que mantidos hermeticamente selados em ambientes adequados. A estocagem do grão propelente sólido facilita sua utilização, entretanto, depois de acionados, só param a queima quando todo o seu propelente se esgotar. Seu armazenamento, transporte e operação são perigosos, pois pode ocorrer ignição antes do momento desejado.

As principais causas que podem levar um propelente sólido a explodir durante seu funcionamento são o deslocamento do inibidor, trincas, bolhas, decomposição, mudanças químicas ou outras imperfeições no grão propelente. Isto ocorre devido ao aumento da pressão na câmara de combustão, que pode exceder o limite de resistência do material.

Em seu transporte também pode ocorrer ignição espontânea, por este motivo grandes vibrações e choques mecânicos devem ser cuidadosamente evitados durante este processo (SUTTON, 2001).

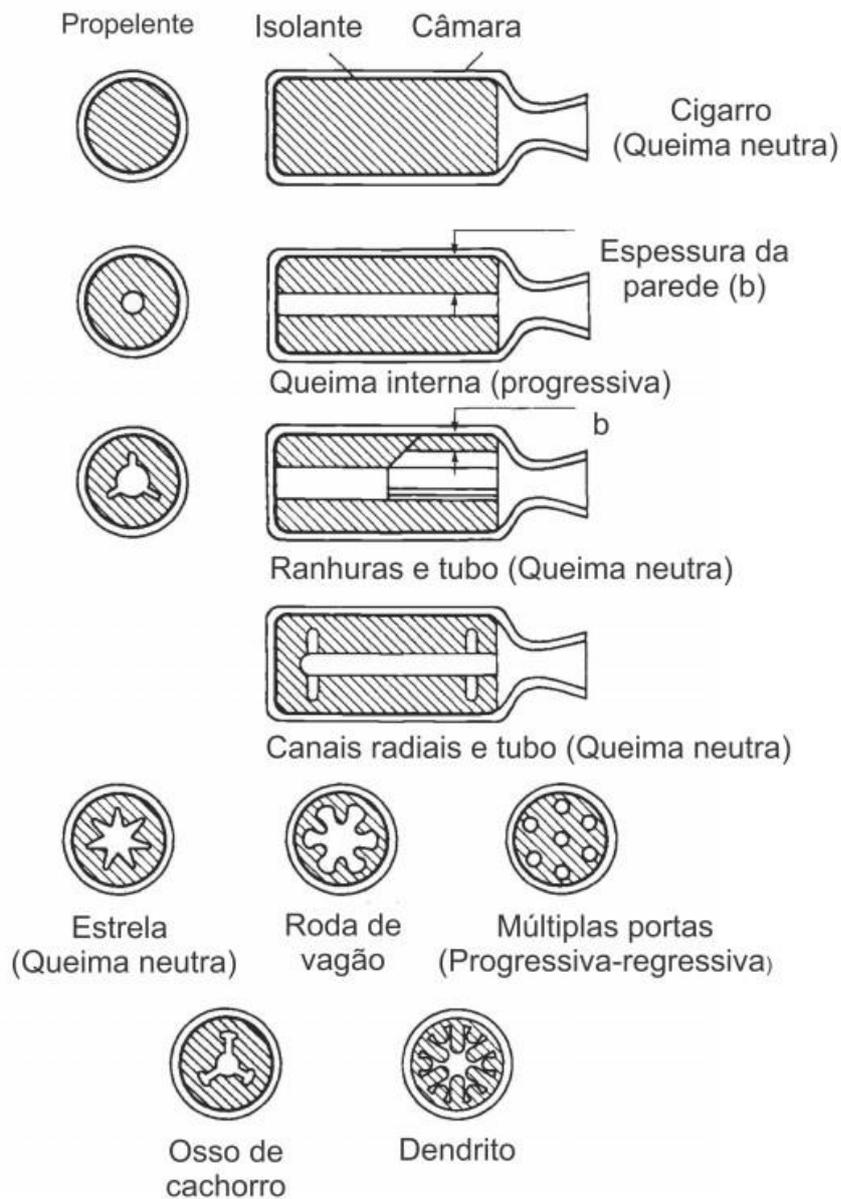


Figura 1.1 - Configurações de grão propelente.

Fonte: Adaptada de Sutton (2001).

1.2. Propulsores a propelentes líquidos

Os sistemas a propelentes líquidos podem ser mono ou bipropelentes. Nos propulsores monopropelentes é utilizado um único líquido, o qual, em geral é decomposto por um catalisador ou aquecedor, gerando gases quentes que são ejetados pela tubeira do propulsor. O propelente é normalmente armazenado

em um tanque pressurizado. A Figura 1.2 apresenta um esquema de um sistema propulsivo monopropelente a hidrazina (N_2H_4), atualmente o mais usado para controle de atitude e correção de órbita de satélites. O impulso específico obtido é da ordem de 220 s.

Os sistemas propulsivos a bipropelentes utilizam dois propelentes líquidos, um deles sendo o combustível e o outro o oxidante. Fornecem valores de empuxo e impulso específico maiores (300-400 s) que os propulsores monopropelentes, e são utilizados em foguetes lançadores, motores de apogeu e para grandes correções de órbita.

A alimentação da câmara de combustão pode ser feita pela pressurização dos tanques de armazenamento (Figura 1.3) ou por turbo-bombas (Figura 1.4). Para os motores bipropelentes de menor empuxo é utilizada somente a pressurização dos tanques, pois a alimentação por turbo-bombas eleva a complexidade do sistema, a massa final e os custos envolvidos.

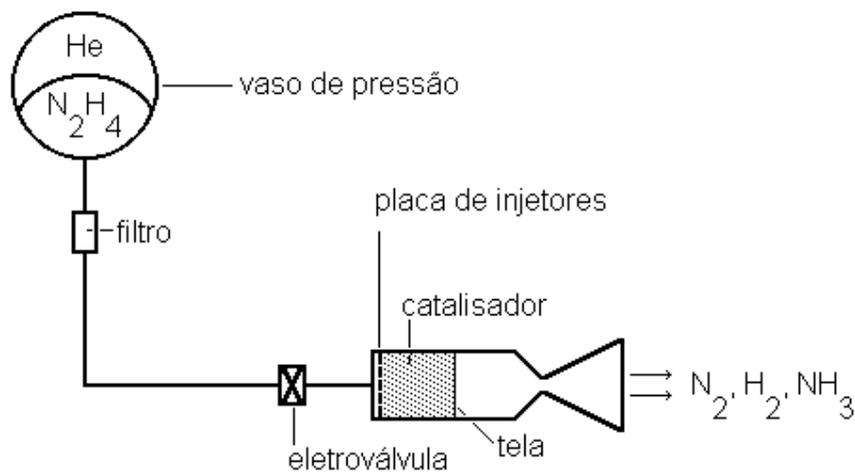


Figura 1.2 - Sistema propulsivo monopropelente a hidrazina (N_2H_4).

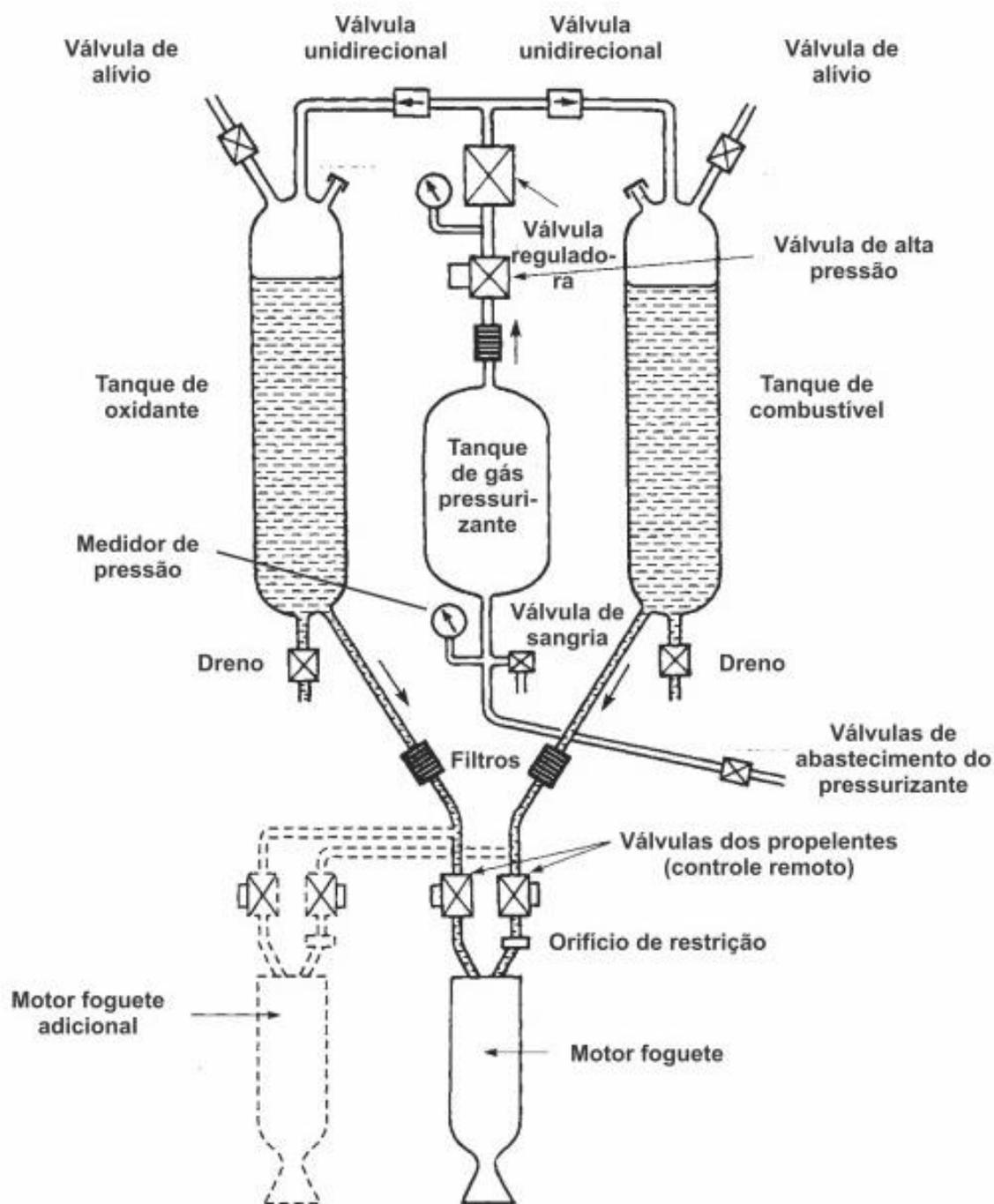


Figura 1.3 - Motor bipropelente líquido com alimentação por pressurização.

Fonte: adaptada de Sutton (2001).

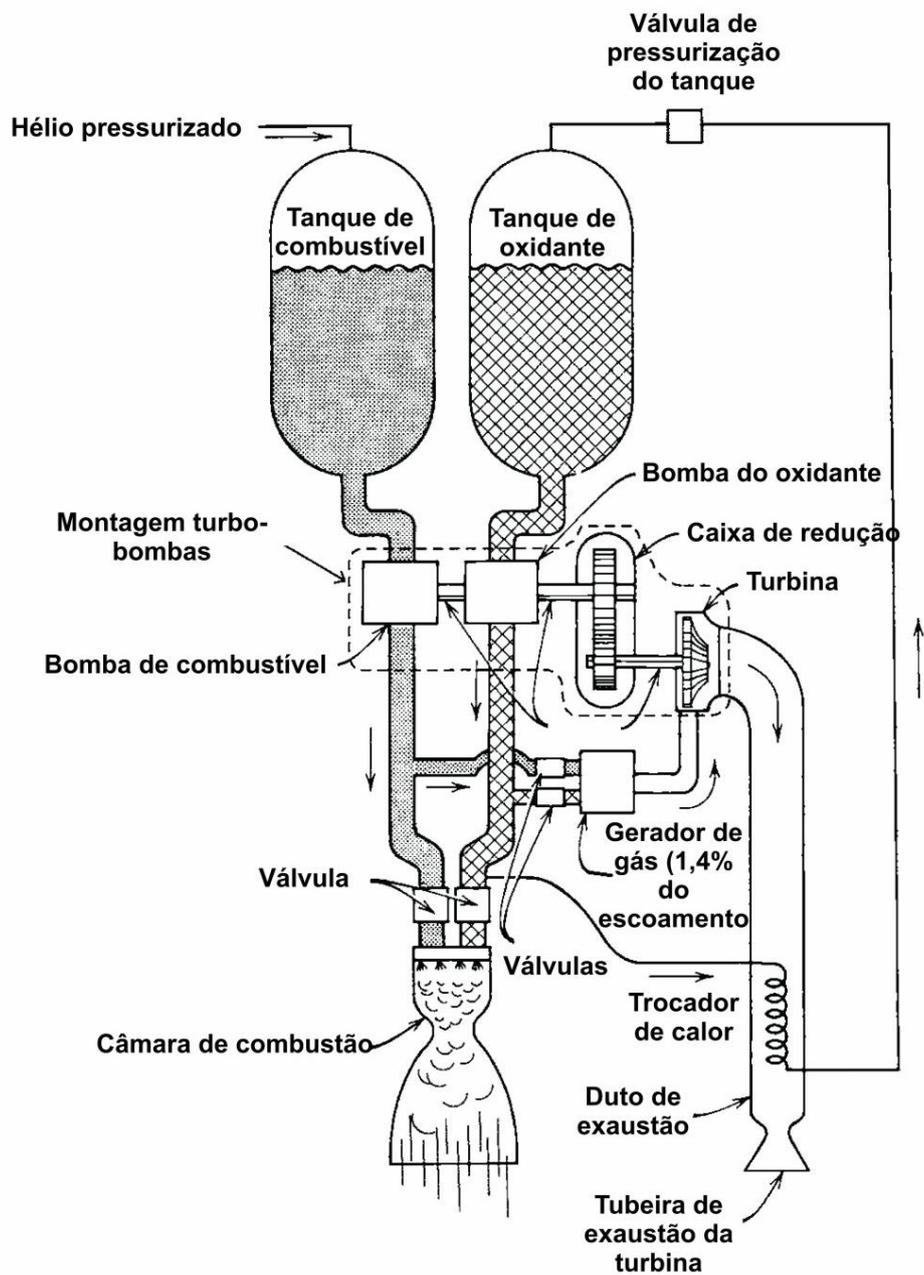


Figura 1.4 - Motor bipropelente líquido com alimentação por turbobomba.

Fonte: adaptada de Sutton (2001).

Os foguetes a propelentes líquidos possuem a capacidade de desligamento e religamento durante sua operação e possibilitam a variação controlada do empuxo, procedimento muito utilizado nos veículos lançadores espaciais para a colocação de satélites ou cargas em órbitas específicas.

No primeiro estágio de veículos lançadores a propelentes líquidos podem ser utilizadas turbo-bombas para enviar o oxidante e o combustível (que ficam em tanques separados) à câmara de combustão. Por outro lado o projeto e o desenvolvimento destas turbo-bombas são complexos e de custos elevados. Este tipo de propulsor requer um tempo de preparação, carregamento dos propelentes e verificações dos vários sistemas antes do lançamento. As condições meteorológicas durante o lançamento de grandes motores bipropelentes líquidos têm influência na segurança de operação destes sistemas.

1.3. Propulsores híbridos

Os sistemas de propulsão híbrida vêm recebendo significativa atenção nos últimos anos por suas características favoráveis em termos de segurança de operação, baixo custo de desenvolvimento e confiabilidade em relação a sistemas propulsivos a propelentes sólidos e a bipropelentes líquidos. Normalmente, nos sistemas híbridos, é empregado o combustível no estado sólido e o oxidante no estado líquido.

Os propulsores híbridos apresentam potencial de aplicação em transferência orbital de satélites, alteração de excentricidade orbital, manobras orbitais, controle de controle de veículos espaciais, propulsão de veículos interplanetários, veículos de reentrada atmosférica, sistemas de lançamento em órbita, foguetes de lançamento leves, veículos reutilizáveis para missões espaciais e “boosters”.

O primeiro “booster” inteiramente híbrido foi produzido pela AMROC (American RocketCompany) em 1992. O propulsor foi utilizado em um veículo de lançamento denominado Aquila, concebido para levar uma carga útil de 1450kg até uma altitude de 185km na órbita da Terra(SANTOS et al., 2004).

Motores híbridos podem ser utilizados como "sustainer" (motores foguete de estágios superiores responsáveis por sustentar a rota e o empuxo), pois são

ideais para operações de longa duração devido à sua baixa taxa de regressão (KARABEYOGLU et al., 2003).

O exemplo de maior visibilidade dos propulsores híbridos foi o veículo Space ShipOne que tinha como par propelente óxido nítrico e HTPB (KARABEYOGLU et al., 2003).

Na configuração mais simples de um propulsor híbrido (Figura 1.5) o oxidante é injetado em um grão combustível cilíndrico com um furo central que pode possuir diferentes geometrias. As geometrias internas dos grãos propelentes utilizados em propulsores híbridos são semelhantes as apresentadas na Figura 1.1. Esta geometria está ligada à velocidade de queima do grão e às áreas de queima envolvidas durante o processo de combustão.

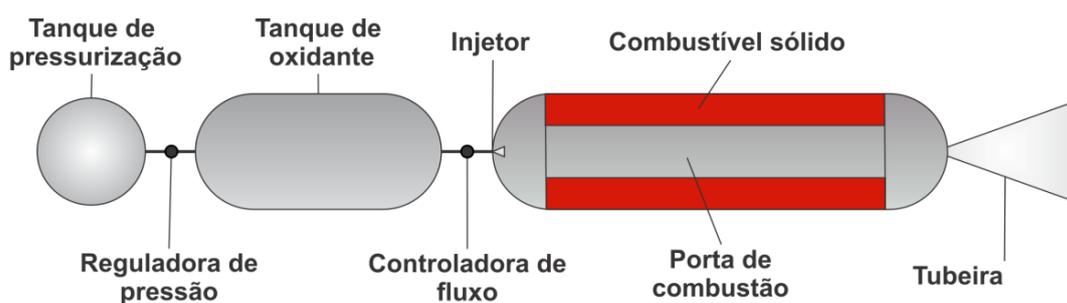


Figura 1.5 - Configuração clássica de um propulsor híbrido.

O combustível é queimado através de um fluxo de oxidante passando pela porta de combustão do grão propelente. Como resultado, uma chama difusiva é estabelecida entre os produtos de queima do propelente sólido e o oxidante. Neste processo uma camada limite é desenvolvida sobre a superfície condensada do combustível (SWAMI; GANY, 2002).

Através do controle de vazão do oxidante (propulsores híbridos convencionais) é possível o ajuste do empuxo do sistema propulsivo para os níveis desejados durante sua operação, bem como seu desligamento e religamento. Isto proporciona aos propulsores híbridos o controle do empuxo de forma menos dispendiosa que nos foguetes líquidos, pois a complexidade nos sistemas de propulsão líquida é muito maior. Com a variação da razão oxidante combustível

(razão O/F) pode-se controlar a temperatura dos gases de saída e variar a sua composição. É possível também obter variações de pressão e diferentes vazões mássicas, o que nos propulsores sólidos elevaria os custos e dificuldades de projeto, tornando-os ainda mais instáveis, aumentando o risco de explosão (RAMOHALLI; YI,1990).

Na maioria dos motores híbridos o grão propelente apresenta uma relação entre comprimento e diâmetro que varia entre 5 e 50 (ZILLIAC; KARABEYOGLU, 2006).

Devido à presença de um dos componentes do par propelente (combustível ou oxidante) no estado sólido, a montagem do sistema é mais simples e menos dispendiosa do que nos propulsores líquidos, dispensando o uso de turbobombas, o que diminui a complexidade das linhas de alimentação e pressurização do sistema e também terá efeito sobre a redução de peso do conjunto.

Uma das vantagens inerentes aos híbridos é a segurança, consequência do armazenamento do combustível e do oxidante separados e em diferentes fases, tornando muito difícil sua mistura e reação espontânea antes da câmara de combustão (KARABEYOGLU et al., 2005). Estes sistemas apresentam menores riscos de acidentes nas seguintes situações: exposição a fogo, impacto de fragmentos de bala, descarga eletrostática, quedas e impactos (BENJAMIN et al., 2010).

Variações nas vazões de combustível e oxidante podem alterar a razão de mistura combustível/oxidante durante a queima em motores híbridos. Neste caso, sistemas a propelentes sólidos levam vantagem, caso se deseje manter a razão de mistura constante durante o tempo de queima do grão.

Como consequência da variação da razão de mistura ocorre a variação do impulso específico e do empuxo produzido pelo motor. Outro inconveniente encontrado nos motores híbridos é a sua baixa taxa de regressão, o que leva a necessidade do uso de várias portas de combustão. Karabeyoglu e

Cantwell (2001) listaram as desvantagens do uso de várias portas de combustão em um grão propelente. Segundo este trabalho o uso de múltiplas portas leva à ineficiência volumétrica do sistema, com isso pouca quantidade de combustível é alocada dentro do envelope do motor. A confecção de vários furos no grão propelente causa problemas em sua integridade estrutural, pois o afinamento das paredes internas pode gerar o desprendimento de lascas de combustível não queimadas, diminuindo a eficiência volumétrica do sistema propulsivo, e no pior dos casos, o entupimento da garganta da tubeira, o que pode causara explosão da câmara de combustão.

Motores híbridos podem apresentar impulsos específicos teóricos de até 380s em vácuo para propelentes de alta energia (oxidantes: misturas de flúor e oxigênio líquido, compostos de cloro e flúor, ClF₃ e ClF₅; combustíveis: berílio, lítio e alumínio com um ligante polimérico). No caso de propelentes convencionais (tetróxido de nitrogênio, óxido nitroso e hidrocarbonetos) os impulsos específicos podem variar de 230 a 280 s (SUTTON, 2001).

Foi comprovado que optando-se pelo emprego de estágios superiores híbridos de alta performance pode-se obter um aumento de carga paga da ordem de 40% em um veículo de lançamento típico (KARABEYOGLU et al., 2011).

Combustíveis sólidos utilizados em propulsores híbridos são menos sensíveis a rachaduras, imperfeições e a problemas oriundos de variações da temperatura ambiente. São também mais seguros em sua manufatura, armazenamento, transporte e lançamento (KNUTH et al. 2002).

Dentre as combinações de propelentes mais comumente usadas em propulsores híbridos estão os pares peróxido de hidrogênio 95% e HTPB e oxigênio líquido e HTPB (SUTTON, 2001).

O peróxido de hidrogênio apresenta um alto valor do produto da densidade com o impulso específico, não é tóxico e não criogênico (TSOHAS et al., 2009).

Karabeyoglu et al. (2004) apresentam o desenvolvimento de um motor foguete híbrido à base de parafina em escala semelhante à da maioria dos grãos

combustíveis utilizados nas aplicações comerciais mais comuns. Neste trabalho são discutidos vários aspectos práticos, básicos a qualquer pesquisa envolvendo propulsores híbridos, tais como: métodos de fabricação de grãos propelentes a base de parafinas, taxa de regressão, efeito do fluxo de oxidante sobre a taxa de regressão, curvas experimentais, ignição e eficiência.

Casalino e Pastrone (2005) apresentam um estudo sobre os parâmetros que afetam a geometria de um propulsor híbrido para pequenos satélites e uma análise dos benefícios que podem ser obtidos através do controle de fluxo de oxidante. A razão de mistura inicial, o empuxo inicial, a pressão inicial da câmara de combustão e a razão entre a área da garganta e a área inicial da porta de combustão foram os principais parâmetros identificados para a determinação da geometria inicial de um propulsor híbrido. Foram analisados também os efeitos das pressões de alimentação do sistema.

1.4. Taxa de Regressão de Propelentes Híbridos

A velocidade de queima de um propelente corresponde à sua taxa de regressão. Este parâmetro é de fundamental importância no dimensionamento do grão propelente e da câmara de combustão, e a sua influência estende-se também ao desempenho do sistema propulsivo (ZILLIAC; KARABEYOGLU, 2006). A taxa de regressão é dada por:

$$\dot{r} = aG_{ox}^n x^m \quad (1.1)$$

onde:

\dot{r} = taxa de regressão do propelente sólido (mm/s);

G_{ox} = fluxo de oxidante (kg/(m²s));

x = distância do início da porta (m);

a, n, m = constantes de regressão (característica dos propelentes).

A equação (1.1) é comumente apresentada na literatura de propulsão híbrida e relaciona o fluxo mássico do oxidante com a taxa de regressão do propelente sólido.

Um aumento na taxa de regressão é necessário para aumentar o fluxo de massa total dos propelentes. O fluxo de massa total é convertido na variação da quantidade de movimento do foguete (BROWN; LYDON, 2005).

Grande parte das pesquisas realizadas em propulsores híbridos está voltada ao aumento da taxa de regressão. Algumas das alternativas encontradas incluem: o uso de aditivos metálicos micrométricos no grão, uso de aditivos metálicos nanométricos, aumento da rugosidade superficial do grão pela adição de partículas dispersas, uso de injetor centrífugo, entre outros.

Zilliac e Karabeyoglu (2006) realizaram um estudo sobre taxa de regressão de propulsores híbridos onde apresentam resultados para vários combustíveis queimando com oxigênio, dentre eles temos: parafinas, HTPB, HDPE e PME.

Alcançar altas taxas de regressão em motores foguete híbridos também significa a possibilidade de construção de boosters sem a necessidade do uso de múltiplas portas, o que levaria a um sistema com maior eficiência volumétrica de carregamento (KARABEYOGLU et al., 2003).

O aumento da densidade e da taxa de regressão do propelente sólido nos propulsores híbridos resulta em uma significativa redução no tamanho do motor. Estudos anteriores mostraram que um aumento de 10% na taxa de regressão sobre híbridos convencionais leva a uma diminuição de 20% do comprimento de estágios superiores (FARBAR et al., 2007).

Outro conceito importante relacionado aos propulsores híbridos é a questão da influência da pressão da câmara de combustão na taxa de regressão. Comumente é considerado que a pressão da câmara de combustão não exerce grande influência sobre a taxa de regressão e que esta é dependente basicamente do fluxo de oxidante (PASTRONE, 2012).

A taxa de regressão na entrada da porta de combustão é maior do que nas demais seções do grão, pois nesta região a camada limite reativa é mais fina, o que proporciona maior transferência de calor da chama para o grão propelente. Ao longo do comprimento do grão há uma diminuição da taxa de regressão, e finalmente, na porta de saída há um novo aumento da taxa de regressão devido ao aumento do fluxo de massa do combustível derretido acumulado na superfície desta região (KIM et al., 2010). Este comportamento não é observado quando se utilizam parafinas, pois nestes materiais a taxa de regressão é uniforme ao longo de seu eixo, influenciada pela formação de uma camada líquida e pela geração de gotas (ZILWA et al., 2003).

A utilização de uma pós-câmara de combustão promove uma melhor mistura dos gases devido a uma maior recirculação causada pela expansão repentina próxima a seção de saída do grão propelente. Seu uso também traz o aumento do tempo de convecção dos gases e aumenta o tempo de reação antes da exaustão pela tubeira, (CARMICINO; SORGE, 2006).

A determinação da variação da taxa de regressão ao longo do grão propelente e do fluxo de combustível proveniente do grão propelente geralmente não é uma tarefa muito trivial, porém Sutton (2001) apresenta uma forma simplificada da expressão da taxa de regressão, considerando-se um valor médio ao longo do comprimento do grão e o fluxo de combustível é desprezado. A expressão apresenta a seguinte forma:

$$\dot{r} = aG_{ox}^n \quad (1.2)$$

A maior desvantagem dos propulsores híbridos em relação a outros sistemas propulsivos é o baixo empuxo, devido à baixa taxa de regressão do propelente sólido. Nos motores híbridos convencionais a taxa de regressão é limitada pelos fenômenos de transferência de calor e de massa da zona da chama até a superfície do grão propelente (SCARAMUZZINO et al., 2013). Um fenômeno de bloqueio derivado da vaporização do combustível, que diminui a taxa de transferência de calor, é um dos responsáveis pela baixa taxa de regressão

dos polímeros utilizados na propulsão híbrida (KARABEYOGLU; CANTWELL, 2005).

Pastrone (2012) aborda em sua revisão os mecanismos que ocorrem durante a queima do grão de um propulsor híbrido e o fenômeno de "blockingeffect". Ele diz que o processo de combustão de um propulsor híbrido é iniciado com a formação de uma camada limite, originada pela passagem do oxidante; e que após o período de ignição é formada uma chama difusiva dentro da região da camada limite. O combustível proveniente do propelente sólido é gaseificado através das trocas de calor entre a chama e o grão propelente, o escape de gases da superfície do grão modifica a camada limite, o que acarreta um bloqueio na taxa de transferência de calor ("blockingeffect").

Chiaveriniet al. (2001) apresentaram um estudo sobre as correlações entre a taxa de regressão e os mecanismos de transferência de calor na combustão de propulsores híbridos. Os resultados deste trabalho foram obtidos através de testes com várias composições de HTPB e mostram que o fluxo de calor proveniente dos fenômenos de emissão de radiação tem papel significativo no aumento da taxa de regressão em propulsores híbridos, e que nos casos onde são formadas grandes quantidades de gases pelos combustíveis sólidos há um bloqueio na transferência de calor por convecção no grão propelente.

Pastrone (2012) apresentou um estudo do comportamento da taxa de regressão em função do fluxo de oxidante (Figura 1.6). Foram identificadas três regiões de queima, de acordo com os fenômenos de transferência de calor predominantes e o comportamento do grão propelente em função do fluxo de massa. Em uma primeira região, para médios fluxos de massa, a taxa de regressão é determinada pelo fenômeno de difusão, e é dependente do fluxo de massa. Em uma segunda região, para grandes vazões de massa, os processos de cinética química são predominantes durante a combustão e não os processos difusivos. Nestas condições a taxa de regressão passa a ser dependente da pressão da câmara. Quando os fluxos de massa aproximam-se de seu limite superior, tornam-se tão intensos que a chama é extinta por afogamento (*flooding*). Este limite depende dos níveis de pressão e da

composição química dos propelentes. Um limite inferior de fluxo de massa também é observado para fluxos de massa muito pequenos. Quando o regime de trabalho encontra-se próximo a este limite mínimo, a transferência de calor convectiva diminui e os processos de transferência radiativos tornam-se mais significantes. Nesta região a taxa de regressão é pequena e as camadas do propelente sólido, próximas à superfície da porta de combustão permanecem muito tempo expostas aos efeitos térmicos, desta forma podem ser "amolecidas" ou "cozidas" (cooked/melt), reduzindo a eficiência de combustão.

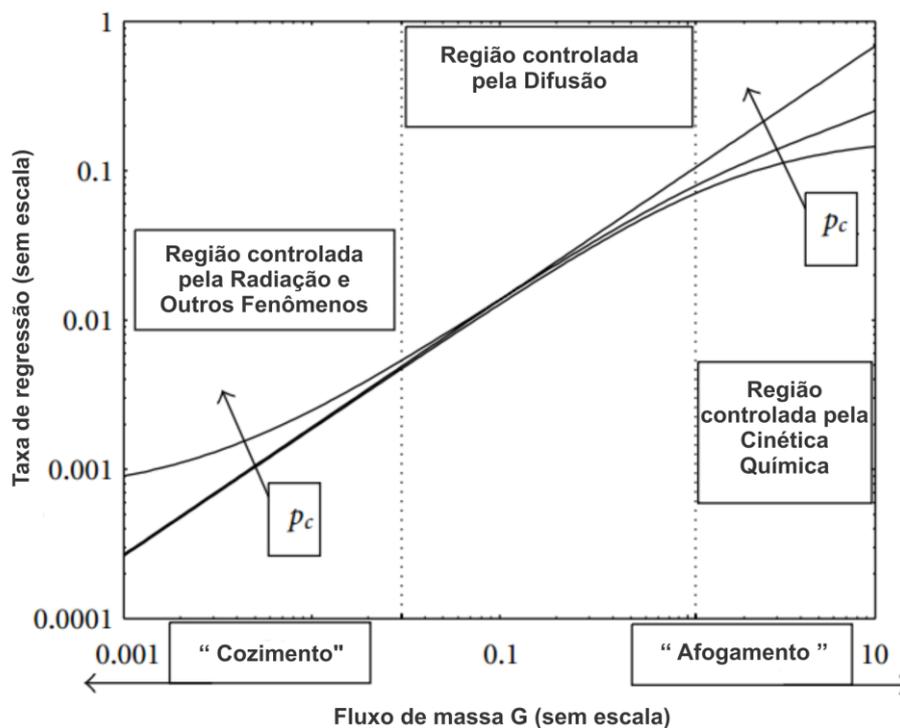


Figura 1.6 - Comportamento típico da taxa de regressão.

Fonte: adaptada de Pastrone (2012)

A vaporização do propelente sólido é primeiramente sustentada pela taxa de transferência de calor para a superfície; por condução, convecção e radiação. O propelente em excesso, não consumido na montante da chama é carregado até sua jusante pelo escoamento e continua a reagir (LIN, 2009).

George et al. (2001) apresentam em seu artigo uma discussão sobre a dependência das condições de operação na taxa de regressão de combustíveis

sólidos, onde são abordadas as influências do fluxo mássico de oxidante e da pressão. Um dos exemplos diz que diferentes medições foram realizadas em testes com diferentes pressões e fluxos mássicos de oxidante e três situações foram constatadas:

- 1) Para fluxos mássicos menores ou iguais a $25 \text{ kg}/(\text{m}^2.\text{s})$ a taxa de regressão média é dependente do fluxo mássico de oxidante e independente da pressão;
- 2) Para fluxos mássicos de oxidante maiores ou iguais a $70 \text{ kg}/\text{m}^2.\text{s}$ a taxa de regressão média é independente do fluxo mássico e dependente da pressão, ou seja, a taxa de regressão média aumenta com o aumento da pressão;
- 3) Para fluxos de oxidante intermediários aos casos 1 e 2, qualquer valor da taxa de regressão média será dependente de fluxo mássico de oxidante tanto quanto à pressão.

Neste trabalho são citados ainda outros exemplos que relacionam o fluxo mássico de oxidante e a pressão em função da variação da taxa de regressão.

A transferência de massa na região líquida do propelente pode ocorrer através de fenômenos de transferência de calor como o descrito acima, ou através do mecanismo de formação de gotas na superfície do grão.

Aumentar a rugosidade superficial do grão propelente traz pouco resultado em proporção ao aumento dos custos, e ainda pode diminuir a eficiência do sistema devido à presença de partículas dispersas na câmara de combustão (KARABEYOGLU et al., 2003).

Nakagawa e Hikone (2011) realizaram um estudo sobre a influência da viscosidade na taxa de regressão. Através deste trabalho foi demonstrado que materiais com baixa tensão superficial e camada derretida de baixa viscosidade, geram maior desprendimento de gotas e possuem maior taxa de regressão, como ocorre em combustíveis a base de parafina. Para a demonstração de tal fenômeno e avaliação da taxa de regressão dos materiais utilizados foi utilizada uma câmara de combustão retangular com janelas

laterais de quartzo. O processo de combustão foi gravado com uma câmera de alta velocidade, o que possibilitou a observação do processo de desprendimento de gotas e o escoamento da camada derretida ao longo da superfície do propelente sólido.

A instabilidade da fina camada líquida formada na superfície do grão propelente de motores híbridos forma ondas, que produzem em seu topo o desprendimento de gotas para o centro da câmara de combustão (Figura 1.7). Este processo não é observado em propelentes como HTPB e polietileno (SANTOS et al., 2004).

Este fenômeno não exerce influência no polietileno de alta densidade, pois este possui uma camada derretida mais fina e de maior viscosidade.

A diminuição da viscosidade aumenta a taxa de regressão. Isto ocorre devido ao aumento do desprendimento de gotas, que está fortemente relacionado à taxa de regressão (GALFETTI et al., 2011).

A Figura 1.7 ilustra o fenômeno de desprendimento de gotas que ocorre na camada líquida durante a queima de parafina.

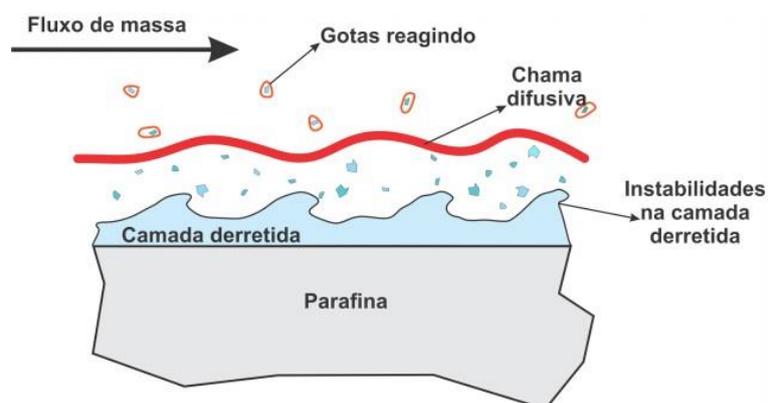


Figura 1.7 - Mecanismo de desprendimento de gotas.

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

A mistura dos propelentes em um motor híbrido ocorre na superfície derretida, ou superfície de evaporação do propelente sólido. Se a mistura não for bem

controlada, então haverá muito combustível não queimado no processo de combustão, resultando em baixa eficiência de combustão (LIN, 2009).

Combustíveis como a parafina possuem taxa de regressão 3 a 4 vezes maior do que o HTPB convencional. Acredita-se que esta taxa de regressão maior resulta da baixa temperatura de fusão e baixa viscosidade da camada derretida, o que proporciona maior desprendimento de gotas (KIM et al., 2011).

Para aumentar o empuxo e estabilizar a combustão, metais podem ser adicionados aos componentes sólidos, por exemplo, alumínio, boro e lítio (DAVYDENKO et al., 2006).

O uso de aditivos metálicos pode elevar a temperatura da chama, produzir uma forte radiação dos produtos de combustão dos óxidos metálicos, reduzir o calor de gaseificação do combustível, reduzir o efeito de bloqueio (GALFETTI et al., 2011).

Chiaveriniet al. (2000) apresentaram um estudo sobre a adição de pó ultrafino de alumínio ativado (UFAL) utilizando HTPB e oxigênio gasoso. A adição de pó de alumínio ultrafino (0,05 – 0,10 micrometros) proporcionou aumento na taxa de regressão. Com adição de 20% de massa de pó de alumínio foram obtidos aumentos de até 40% na taxa de regressão do HTPB. Estes efeitos foram associados primeiramente com a liberação de calor das partículas de alumínio, microexplosões perto da superfície grão combustível, ou mesmo em sua superfície. Entretanto a adição de alumínio pode também ter aumentado o fluxo de calor radioativo para a superfície do grão. Quando operando com baixos fluxos de massa foi observada grande influência da radiação térmica na taxa de regressão.

Kumar e Kumar (2010) realizaram um trabalho teórico e experimental sobre a adição de perclorato de alumínio no grão propelente com a finalidade de analisar as mudanças na taxa de regressão do HTPB. Cinco testes foram realizados com adições de 10, 20, 30,40 e 50% de perclorato de alumínio, os

incrementos correspondentes na taxa de regressão foram de 5,9, 20,8, 41,6, 73,2 e 183% respectivamente.

Frederick Jr. et al. (2007) apresentaram o conceito dos "mixedhybrid system" no qual um pouco de oxidante e catalisadores são introduzidos no grão propelente dos propulsores híbridos para aumentar a densidade e taxa de regressão do sistema. No estudo realizado com a adição de pó de alumínio foi obtido um aumento de 41 a 76% na taxa de regressão do HTPB quando comparado com o HTPB puro, sob mesmas condições de operação. Com adição de um catalisador e 25% de pó de alumínio foi obtido um aumento de 148 a 214% na taxa de regressão do HTPB.

Lee e Tsai (2008) realizaram um estudo sobre a taxa de regressão no qual utilizaram misturas de parafina e HTPB como grão propelente, com a finalidade de se obter um grão com a maior taxa de regressão possível e ainda assim manter a integridade do grão após sua queima.

Estudos apontam que o uso de injetores centrífugos podem gerar um aumento de até sete vezes da taxa de regressão do par propelente HTPB e oxigênio gasoso (KARABEYOGLU; CANTWELL, 2005).

Hirata et al. (2011) realizaram um trabalho no qual um sistema de injeção centrífuga foi posicionado em várias seções ao longo do comprimento do grão propelente. O sistema de injeção utilizado resultou em um aumento de 3 a 4 vezes na taxa de regressão do polietileno de alta densidade e de 10 vezes na taxa de regressão da parafina.

Lee et al. (2007) utilizaram ranhuras helicoidais no grão, obtendo um aumento da taxa de regressão de 150% quando comparado com o escoamento axial. Isto ocorreu devido ao aumento da transferência de calor ocasionada pela introdução de rotação no escoamento e pela ruptura da camada limite próxima à superfície do grão, como resultado das mudanças periódicas na geometria do tubo.

1.5. Medidas de taxa de regressão

Um fator importante na avaliação da taxa de regressão é o método de medição utilizado. Alguns métodos de medição da taxa de regressão são apresentados nesta seção.

Fryet al. (2001) apresentaram uma discussão sobre diferentes métodos de medição utilizados na avaliação da velocidade de queima de diferentes propulsores. Dentre os métodos abordados neste trabalho podemos encontrar métodos de medição não intrusivos como técnicas de raio-x, microondas e PCG (medição de capacitância do plasma).

A taxa de regressão dos propelentes híbridos pode ser determinada através da pesagem do grão antes e depois de um determinado tempo de combustão (GREINER; FREDERICK, 1992).

Hasegawa et al. (2006) desenvolveram um trabalho onde são discutidos entre outros aspectos as dificuldades de medição da taxa de regressão local em motores a propelentes sólidos. As medições da taxa de regressão local foram realizadas mediante o emprego de técnicas de medição de absorção de raio-x. Uma fonte de raio-x foi posicionada em uma das laterais da janela de teste, enquanto que na outra lateral foram posicionados sensores que analisavam a intensidade do sinal emitido pelo sistema de raio-x. A intensidade de raio-x detectada em cada posição de medição era representada pela tensão de saída de cada sensor. A espessura das paredes do propelente em cada ponto de medição foi determinada através do emprego da lei de Lambert. Este método se mostrou eficaz na medição da espessura de propelentes sólidos. A aplicabilidade desta técnica na propulsão híbrida não foi mencionada pelos autores, porém os bons resultados apresentados abrem portas para o estudo de seu emprego em propulsores híbridos.

Zilwaet al. (2004) apresenta em seu trabalho uma técnica de medição da taxa de regressão no qual o volume da câmara é associado às frequências de

oscilação de Helmholtz. Desta forma é obtida a taxa de regressão utilizando amostras instantâneas de transdutores de pressão.

1.6. Trabalhos sobre propulsão híbrida no Brasil

Pesquisas em propulsão híbrida no Brasil têm sido realizadas no INPE, ITA e na UNB a partir de 2000. Alguns dos trabalhos executados nestas instituições são descritos a seguir.

No INPE, Salvador (2009) realizou uma investigação experimental de um propulsor híbrido de 70 N de empuxo utilizando parafina e tetróxido de nitrogênio como propelentes. O projeto e construção do propulsor utilizado são descritos neste trabalho, bem como um trabalho adicional de caracterização de gotas de parafina líquida. Contaifer (2009) realizou o projeto, a construção e a operacionalização de uma bancada de testes de propulsores híbridos com empuxo até 500 N. Para a realização da parte experimental foi construído um propulsor híbrido de 400N com par propelente parafina e óxido nitroso. O propulsor construído utilizou um sistema de injeção centrífuga, um ignitor eletrotérmico e uma tubeira refrigerada.

No ITA, Gomes (2012) desenvolveu um trabalho relacionando o processo de injeção com a taxa de regressão do combustível sólido, considerando escoamentos com rotação. Foram utilizados grãos propelentes de HDPE e de polietileno de ultra alto peso molecular queimando com oxigênio gasoso. Junior (2013) apresentou um trabalho sobre injetores para motores foguete híbridos, comparando os efeitos da utilização de injetores do tipo axial e centrífugo sobre a queima de grãos de polietileno e parafina com oxigênio gasoso.

Na UNB, Bertoldi (2007) apresentou um trabalho de propulsão híbrida onde foi avaliada a queima de parafina com óxido nitroso. A bancada experimental, os aspectos relacionados ao projeto do propulsor e a preparação dos grãos de parafina são descritos. Oliveira (2013) apresentou um trabalho voltado ao desenvolvimento de materiais para tubeiras de propulsores híbridos. A solução proposta para os problemas relacionados ao desgaste das tubeiras foi a

utilização de ligas de CuCr. São apresentados os processos de construção destas tuberias e os resultados experimentais obtidos com a utilização de tais materiais.

O presente trabalho dá sequência à pesquisa de Salvador (2009) sobre propulsores híbridos, porém considerando a queima de polietileno de alta densidade e tetróxido de nitrogênio.

O polietileno (HDPE) é um propelente de baixo custo e fácil aquisição no mercado nacional enquanto o tetróxido de nitrogênio (NTO) é um oxidante disponível no Laboratório Associado de Combustão e Propulsão (LCP) do INPE.

1.7. Objetivos

O objetivo deste trabalho é a realização de um estudo teórico-experimental da queima de tetróxido de nitrogênio e polietileno de alta densidade em um propulsor híbrido com sistema de injeção centrífuga.

A dissertação é organizada da seguinte forma:

O Capítulo 1 apresenta uma introdução sobre os sistemas de propulsão em geral e sobre propulsão híbrida em particular.

O Capítulo 2 apresenta conceitos fundamentais relacionados ao projeto de propulsores híbridos e descreve o projeto do propulsor testado.

O Capítulo 3 apresenta a metodologia experimental com descrições dos propelentes e materiais empregados, sistema de ignição, fabricação do propulsor, bancada de testes, calibração do injetor e procedimentos de teste.

O Capítulo 4 apresenta os resultados experimentais e discussões.

O Capítulo 5 apresenta as conclusões do trabalho e algumas sugestões para trabalhos futuros.

2 ASPECTOS FUNDAMENTAIS E PROJETO DO PROPULSOR

Neste capítulo são apresentados aspectos importantes para o projeto de propulsores híbridos: conceitos sobre injetores, projeto de injetores centrífugos, dimensionamento do grão propelente, parâmetros de desempenho propulsivo, dimensionamento da tubeira e razão de mistura. Ao final do capítulo é descrito o projeto do propulsor a ser testado.

2.1 Injetores

A placa injetora ou injetor tem por finalidade realizar a atomização do oxidante líquido, formando um spray ou nuvem de gotas de tamanho reduzido em um pequeno volume, de forma a aumentar a área de contato entre os propelentes.

Quanto menor a dimensão média das gotas maiores são as taxas de evaporação do oxidante, taxas de liberação de calor, maior a facilidade de ignição e melhor a queima do propelente sólido.

Diversos tipos de injetores podem ser utilizados em propulsores híbridos, cabendo destacar os injetores de orifícios e os injetores centrífugos simples.

2.1.1. Injetores de orifício

Neste modo de injeção o fluido é acelerado através de pequenos furos. A energia proveniente da pressurização do sistema é transformada em energia cinética do fluido que pode atingir altas velocidades. A velocidade de exaustão U_{id} de um líquido ideal é determinada a partir da equação de Bernoulli, dando:

$$U_{id} = \sqrt{\frac{2}{\rho} \Delta P} \quad (2.1)$$

onde ΔP é a queda de pressão no injetor, e ρ é a densidade do líquido.

Os efeitos de perdas viscosas são usualmente levadas em consideração utilizando coeficientes empíricos ou expressões derivadas da teoria de camada limite.

A vazão em massa é determinada pela seguinte equação:

$$\dot{m} = \mu_n A_N \sqrt{2\rho\Delta P} \quad (2.2)$$

onde A_N é a área da seção de saída do injetor. O coeficiente de descarga μ_n depende da geometria do injetor (YANG et al., 2004).

Neste sistema de atomização, jatos de líquido são formados através de sua passagem por orifícios simples e os jatos formados podem ser colidentes ou não. Quanto menor o furo melhor a atomização, porém como a presença de partículas sólidas estranhas sempre devem ser levadas em consideração, os furos menores deste sistema de injeção são da ordem de 0,3mm.

A Figura 2.1 exemplifica o funcionamento de um injetor de furo simples em A e um cabeçote de injeção composto por vários furos simples em B.

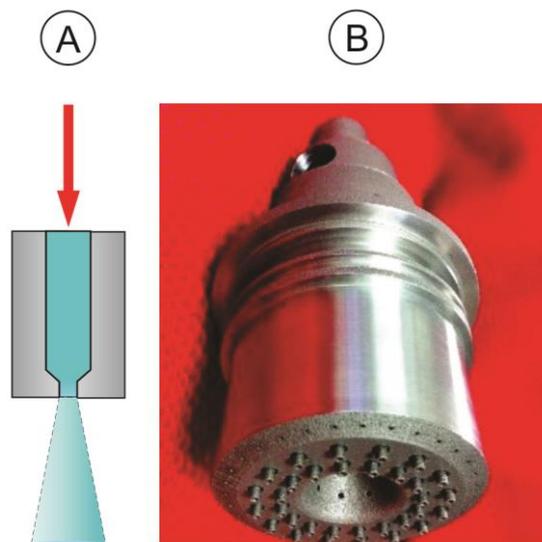


Figura 2.1 - Exemplo de injetor de orifício
Fonte: adaptada Space.com (2014).

2.1.2. Injetores centrífugos simples

Neste tipo de sistema de injeção o fluido é acelerado tangencialmente antes da passagem pelo furo circular de saída. Uma câmara centrífuga precede o furo de saída. A aceleração tangencial do fluido faz com que seja formado um núcleo de ar dentro da câmara centrífuga. O núcleo de ar formado acompanha o fluido até sua passagem pelo furo de saída, isto faz com que ao passar pelo furo de saída do injetor o fluido forme um filme cônico rotacionado. A interação entre o filme de fluido e o ar que envolve o filme cônico de fluido (internamente e externamente) e as velocidades envolvidas neste processo são responsáveis pela quebra do filme de fluido em gotas. Desta forma as gotas são distribuídas ao longo de um cone oco.

Em algumas aplicações onde é desejável um cone sólido de gotas pode ser utilizado um dispositivo para injetar gotas no centro do cone formado pelo injetor centrífugo simples, criando assim um cone cheio com diferentes distribuições de gotas.

A Figura 2.2 exemplifica a geometria básica de um injetor centrífugo simples.

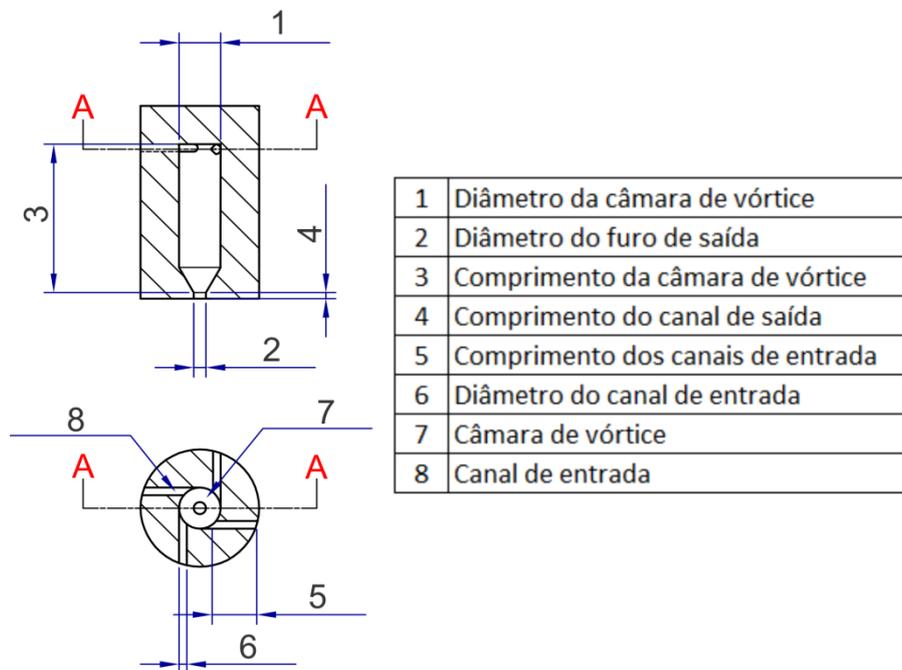


Figura 2.2 - Geometria básica de um injetor centrífugo simples.

2.2. Projeto de Injetores Centrífugos

Neste trabalho foi escolhido um injetor centrífugo simples, devido às suas excelentes características de atomização em um volume reduzido e às maiores taxas de regressão observadas na literatura terem sido atingidas com injetores vorticiais.

A metodologia usada para o dimensionamento de um injetor centrífugo simples é aquela descrita por Bazarovet al. (2004) e Vásquez (2011).

Para o projeto do injetor especifica-se inicialmente a vazão mássica (função do empuxo e impulso específico do par propelente) e a queda de pressão do injetor (a partir da pressão na câmara).

Em seguida, observa-se a seguinte sequência de cálculo:

- 1) A partir da geometria da câmara, escolhe-se o ângulo total de cone do spray, usualmente entre 90 e 120°. Através da Figura 2.3 define-se a constante geométrica K e o coeficiente de descarga C_d do injetor, válidos para líquidos ideais.
- 2) Calcula-se o raio de saída do injetor:

$$r_s = \sqrt{\frac{\dot{m}}{C_d \pi \sqrt{2\rho\Delta P}}} \quad (2.3)$$

onde r_s = raio de saída do injetor (m);
 \dot{m} = vazão em massa do fluido de trabalho (kg/s);
 ρ = massa específica do fluido de trabalho (kg/m³);
 C_d = coeficiente de descarga do injetor (-);
 ΔP = queda de pressão no injetor (Pa).

- 3) Escolhe-se um valor arbitrário para o coeficiente geométrico onde C (~3) é a relação entre o raio da câmara de vórtice e o raio de saída do injetor.

Com a determinação de C pode-se então determinar o raio de vórtice R do injetor através da seguinte relação:

$$R = Cr_s \quad (2.4)$$

Durante os procedimentos de cálculo pode-se observar que com o aumento da constante C há também um aumento no raio do furo de saída e do coeficiente de descarga. Para quedas de pressão maiores os raios de saída e de entrada diminuem, assim como também há uma queda no coeficiente de descarga.

- 4) Especificar o número de canais tangenciais de entrada n_f (usualmente entre dois e quatro), e calcular o raio dos canais de entrada com a seguinte equação:

$$r_f = \sqrt{\frac{r_s R}{n_f K}} \quad (2.5)$$

onde:

r_f = raio dos canais tangenciais de entrada(m);

K = constante geométrica do injetor;

- 5) Revisar os seguintes parâmetros do injetor:

- Relação entre o comprimento e o raio dos canais tangenciais de entrada.

Recomenda-se que a relação entre o comprimento e o raio dos canais tangenciais de entrada não seja maior que 1,3 para evitar instabilidades na entrada do injetor.

- O raio da câmara de vórtice R_{cv} .

$$R_{cv} = R + r_f \quad (2.6)$$

- 6) Encontrar o número de Reynolds Re nos canais tangenciais de entrada usando a seguinte equação:

$$Re = \frac{2\dot{m}}{\pi n_f r_f \rho v} \quad (2.7)$$

Onde:

v Representa a viscosidade cinemática do fluido de trabalho ($m^2/2$).

- 7) Calcular o coeficiente de atrito dos canais tangenciais de entrada λ .

$$\lambda = 0,3164 Re^{-0,25} \quad (2.8)$$

- 8) Determinar a constante geométrica do injetor equivalente K_{eq} utilizando-se a equação a seguir:

$$K_{eq} = \frac{r_s R}{n r_f^2 \left[1 + \frac{\lambda}{2} K \left(\frac{R}{r_s} - 1 \right) \right]} \quad (2.9)$$

- 9) Calcular o coeficiente de perda total ξ causada pelas perdas viscosas e por atrito na parede e nos canais tangenciais utilizando a equação a seguinte:

$$\xi = \xi_0 + \lambda_c \frac{l_f}{2r_f} \quad (2.10)$$

onde ξ_0 = coeficiente de perda em função da inclinação do canal tangencial;

λ_c = coeficiente de atrito na câmara de vórtice.

10) Determinar o coeficiente de descarga do injetor

11) Repetir as etapas 1 a 10, substituindo a constante geométrica do injetor K pelo K_{eq} até a convergência destes parâmetros.

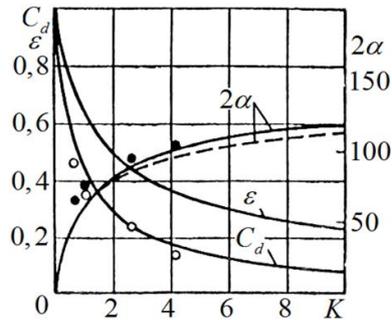


Figura 2.3 - Ângulo de cone, coeficiente de descarga e coeficiente de preenchimento x constante geométrica do injetor.

Fonte: Adaptada de Ommiet al.(2009).

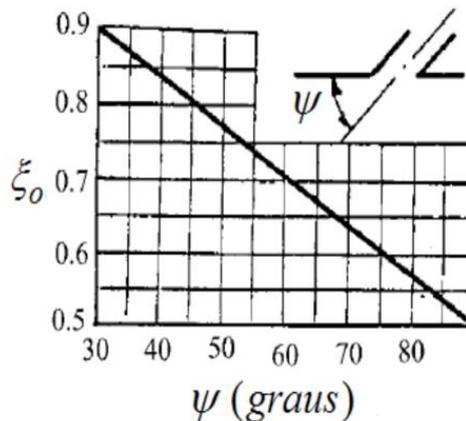


Figura 2.4 - Inclinação do canal tangencial x coeficiente de perda inicial.

Fonte: Adaptada de Bazarovet al.(2004).

2.2.1. Ajuste geométrico do injetor

Lefebvre (1989) descreve algumas relações geométricas para dimensionamento de injetores centrífugos. As recomendações apresentadas são as seguintes:

- Relação entre os diâmetros da câmara de vórtice e do furo de saída (D_s/d_0)

Lefebvre (1989) demonstra através da Figura 2.5 que o coeficiente de descarga aumenta conforme D_s/d_0 aumenta. Carlisle (1955) sugere que esta relação deva ser mantida pequena para reduzir perdas por atrito, e sugere que D_s/d_0 não deve ultrapassar 5. Tipler e Wilson (1959) recomendam um valor de 2,5. Entretanto um valor de 3.3 mostrado na Figura 2.5, apresenta o desvio mínimo entre os valores teóricos e experimentais de C_d quando $D_s/d_0 = 3.3$.

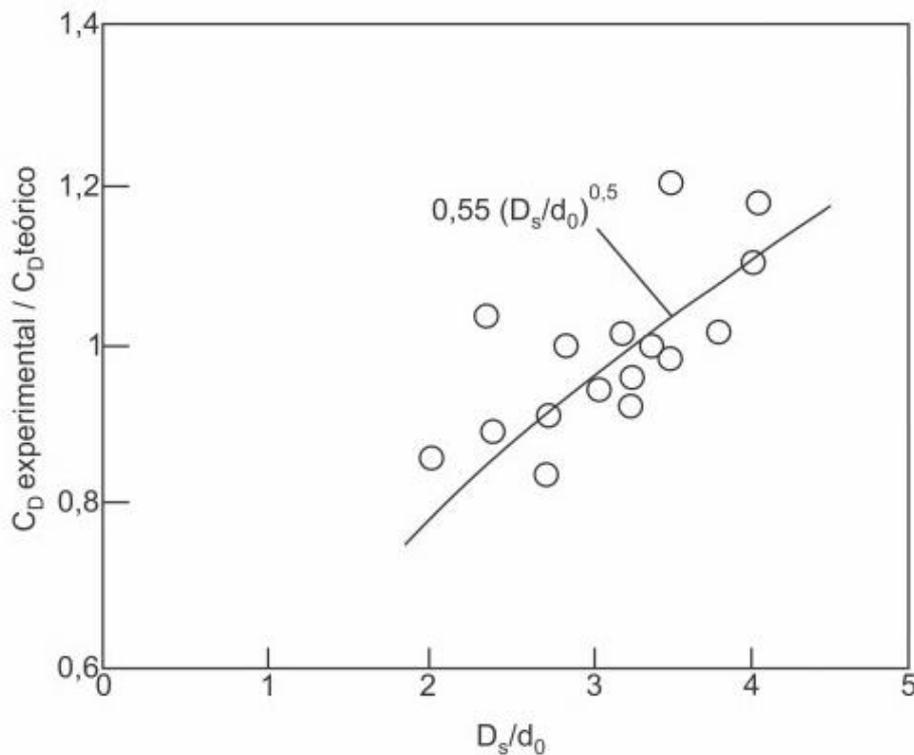


Figura 2.5 - Relação entre os diâmetros da Câmara de vórtice e do furo de saída.
Fonte: adaptada de Bazarovet al.(2004).

- Razão comprimento diâmetro da câmara de vórtice (L_s/D_s)

Deve ser mantido pequeno para diminuir perdas por atrito. Na maioria dos casos esta relação esta entre valores de 0,5 a 1, porém valores maiores até um máximo de 2,75 podem melhorar a atomização.

- Relação comprimento diâmetro para o canal de saída (l_0/d_0)

O comprimento deve ser o menor possível para evitar perdas por atrito. Em atomizadores grandes podem ser usados valores de até 0,2. Devido à dificuldades de fabricação, em injetores pequenos este valor deve estar próximo ao mínimo de 0,5.

- Relação comprimento/diâmetro das portas de entrada (L_p/D_p)

Tipler e Wilson (1959) recomendam que esta relação seja maior que 1,3 para evitar não uniformidades no jato spray.

Carmicino e Sorge (2006) realizaram um estudo sobre os efeitos de um injetor axial cônico e de um injetor radial sobre a performance de um foguete híbrido. Neste trabalho são considerados os fatores geométricos.

Este estudo foi motivado pelo fato de que as constantes a e n , da relação semi-empírica da taxa de regressão (Equação 1.2), sofreu variações de acordo com a geometria da porta de combustão, tempo de queima, e o fluxo de massa. Devidos a essas variações a utilização de tal correlação entre a taxa de regressão e fluxo de massa é tida como inapropriada para o dimensionamento de motores com escalas diferentes e para diferentes combinações de pares propelentes, pois nestes casos podem ser encontradas grandes divergências entre a taxa de regressão esperada e a medida.

Estes fatores trazem a necessidade de estudos da influência dos injetores na termofluidodinâmica do combustor para o desenvolvimento de ferramentas que possibilitem a predição da taxa de regressão sob diferentes condições.

2.3. Dimensionamento do grão propelente

Sutton (2001) apresenta algumas relações entre os parâmetros de performance dos propulsores híbridos em função das vazões mássicas do sistema. Considerando o sistema no estado estacionário, tem-se:

$$\dot{m} = \dot{m}_o + \dot{m}_c = \frac{P_c A_g}{c^*} \quad (2.11)$$

onde \dot{m} é a vazão mássica total, \dot{m}_o é a vazão mássica do oxidante, \dot{m}_c é a vazão mássica de combustível, P_c é a pressão na câmara, A_g é a área da garganta da tubeira e c^* é a velocidade característica do par propelente.

O empuxo de um propulsor é dado por:

$$F = \dot{m} I_s g_o = (\dot{m}_o + \dot{m}_c) I_s g_o \quad (2.12)$$

onde F é o empuxo, I_s o impulso específico e g_o a aceleração da gravidade ao nível do mar.

A taxa de regressão pode ser relacionada à vazão mássica de oxidante:

$$\dot{r} = a \left(\frac{\dot{m}_o}{\pi R^2} \right)^n \quad (2.13)$$

onde \dot{r} é a taxa de regressão local, a é a constante de regressão do par propelente, n é o expoente de regressão e R representa o raio da porta de combustão.

A vazão mássica de combustível é expressa por:

$$\dot{m}_c = \rho_c A_b \dot{r} = 2\pi \rho_c L R \dot{r} \quad (2.14)$$

onde ρ_c = massa específica do combustível;

A_b = área superficial da porta de combustão;

L = comprimento do grão propelente.

Substituindo a expressão da taxa de regressão na equação anterior, fica:

$$\dot{m}_c = 2\pi^{1-n}\rho_c La\dot{m}_o^n R^{1-2n} \quad (2.15)$$

Pela Equação 2.15 tem-se que para $n = 1/2$ a vazão mássica de combustível torna-se independente da variação do raio da porta de combustão e varia apenas com a vazão do oxidante de forma não linear. Pode-se também perceber por esta equação que para $n < 1/2$ a vazão mássica de combustível irá aumentar com o aumento do raio da porta de combustão quando a vazão de oxidante for mantida constante. Para $n > 1/2$ a vazão mássica de combustível irá diminuir com o aumento da porta de combustão para uma vazão constante de oxidante(SUTTON, 2001).

A equação abaixo relaciona a variação do raio da porta de combustão em função do tempo e do fluxo de oxidante. Nesta equação N representa o número de portas de combustão e R_i o raio inicial da porta de combustão.

$$R(t) = \left\{ a(2n + 1) \left(\frac{\dot{m}_o}{\pi N} \right)^n t + R_i^{2n+1} \right\}^{\frac{1}{2n+1}} \quad (2.16)$$

A Equação 2.17 expressa o fluxo de massa instantâneo do combustível

$$\dot{m}_c(t) = 2\pi N \rho_c La \left(\frac{\dot{m}_o}{\pi N} \right)^n \left\{ a(2n + 1) \left(\frac{\dot{m}_o}{\pi N} \right)^n t + R_i^{2n+1} \right\}^{\frac{1-2n}{1+2n}} \quad (2.17)$$

A equação 2.18 apresenta a razão de mistura instantânea

$$\frac{\dot{m}_o}{\dot{m}_c}(t) = \frac{1}{2\rho_c La} \left(\frac{\dot{m}_o}{\pi N} \right)^{(1-n)} \left\{ a(2n + 1) \left(\frac{\dot{m}_o}{\pi N} \right)^n t + R_i^{2n+1} \right\}^{\frac{2n-1}{2n+1}} \quad (2.18)$$

O combustível consumido total em função do tempo de queima é expresso pela Equação 2.19.

$$m_c(t) = \pi N \rho_c L \left[\left\{ a(2n + 1) \left(\frac{\dot{m}_o}{\pi N} \right)^n t + R_i^{2n+1} \right\}^{\frac{2}{2n+1}} - R_i^2 \right] \quad (2.19)$$

Os grãos propelentes híbridos convencionais (PMMA, HTPB, Polietileno e polímeros em geral) apresentam baixas taxas de regressão, o que acaba levando ao uso de múltiplas portas de combustão. Conforme mencionado anteriormente, a utilização de múltiplas portas de combustão está associada a uma serie de inconvenientes, como a baixa eficiência volumétrica do sistema, queima não uniforme entre as portas do grão propelente e desprendimento de lascas de combustível não queimado.

Quando a taxa de regressão do par propelente apresenta baixos valores faz-se necessário o uso de um grão propelente de grande comprimento para a obtenção de maiores vazões em massa do propelente sólido. Porém motores de grande comprimento acabam gerando problemas em relação ao controle de voo dos foguetes (SUTTON, 2001).

Salvador (2009) apresentou um trabalho sobre propulsores híbridos, descrevendo uma metodologia para o dimensionamento do grão propelente. A equação 2.20 é utilizada para o dimensionamento dos raios inicial e final da porta de combustão, onde R_i é o raio inicial da porta de combustão, R_f é o raio final da porta de combustão, N_p relaciona o número de portas de combustão do grão propelente e t_c é o tempo de queima do grão. Na Equação 2.21 é apresentada a distância de queima do grão propelente d_b . A Equação 2.22 é utilizada para o dimensionamento do comprimento do grão propelente.

Dimensionamento do raio inicial da porta de combustão:

$$R_i = \left[R_f^{2n+1} - a(2n+1) \left(\frac{\dot{m}_o}{\pi N_p} \right)^n t_c \right]^{\frac{1}{2n+1}} \quad (2.20)$$

Distância de queima do grão propelente:

$$d_b = R_f - R_i \quad (2.21)$$

Dimensionamento do comprimento do grão:

$$L_g = \frac{\dot{m}_c}{2\pi\rho_c R_i N_p \dot{r}} \quad (2.22)$$

2.4. Parâmetros de Desempenho Propulsivo

Antes que possam ser efetuados quaisquer cálculos de dimensionamento do propulsor é necessário o conhecimento dos conceitos básicos envolvidos na propulsão de foguetes e seus principais parâmetros de desempenho. A seguir são apresentados os conceitos básicos de propulsão. Estes conceitos são válidos para qualquer sistema de propulsão foguete baseado na ejeção de massa (propulsão sólida, líquida e híbrida).

2.4.1. Empuxo

A equação para o empuxo de um foguete pode ser determinada pela aplicação da primeira lei de Newton (lei da conservação da quantidade de movimento). Pode-se também entender o funcionamento de um foguete a partir da lei de ação e reação (3ª lei de Newton). Nos motores foguete químicos são produzidos gases superaquecidos, por meio da combustão de substâncias químicas inflamáveis, denominadas propelentes. O calor gerado pelos processos de combustão causa um aumento da pressão dos gases dentro da câmara de combustão. Os gases provenientes do processo de combustão, devido ao aumento de pressão, são expelidos através da tubeira. Este movimento dos gases para trás, faz com que o foguete se mova para frente.

O empuxo de um foguete é dado por:

$$F = \dot{m}v_e + (P_s - P_a)A_s \quad (2.23)$$

onde \dot{m} é a vazão mássica do propelente, v_e é a velocidade de ejeção do propelente, P_s é a pressão na saída da tubeira, P_a é a pressão ambiente local e A_s é a área de exaustão da tubeira.

Quando a pressão de saída dos gases for igual à pressão ambiente a equação (2.23) pode ser simplificada para:

$$F = \dot{m}v_e \quad (2.24)$$

2.4.2. Coeficiente de empuxo (C_F)

O coeficiente de empuxo é uma grandeza adimensional, destinada a avaliar o desempenho de uma tubeira, definido por:

$$C_F = \frac{F}{P_c A_g} \quad (2.25)$$

Considerando um escoamento unidimensional dos produtos de combustão com propriedades constantes, o coeficiente de empuxo é dado por:

$$C_F = A_g P_c \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{(\gamma+1)/(\gamma-1)} \left[1 - \left(\frac{P_s}{P_c}\right)^{(\gamma-1)/\gamma}\right]} + (P_s - P_a)A_s \quad (2.26)$$

onde γ é a razão entre os calores específicos a pressão e a volume constantes.

Verifica-se pela Eq. (2.26) que o C_F é uma função das propriedades termodinâmicas do propelente (γ), da pressão da câmara de combustão e das dimensões da tubeira (área da garganta e da seção de saída).

O C_F tem seu máximo valor quando a pressão na saída da tubeira é igual à pressão ambiente local.

2.4.3. Impulso total (I_t)

O impulso total é obtido pela integração da força de empuxo ao longo do tempo de queima. Esta relação é demonstrada pela equação 2.27, onde I_t é o impulso total e F é a força de empuxo. Segundo as definições de integração o impulso total é correspondente à área sob a curva em um gráfico de empuxo pelo tempo como é demonstrado na Figura 2.6.

$$I_t = \int_0^{t_q} F dt \quad (2.27)$$

onde t_q é o tempo de queima.

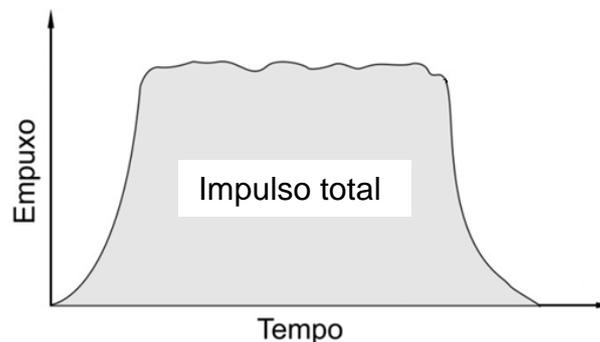


Figura 2.6 - Impulso total.

Para caso de empuxo constante e desconsiderando os transientes de início e fim de queima, a equação 2.27 pode ser reescrita da seguinte forma:

$$I_t = F t_q \quad (2.28)$$

onde t_q é o tempo de queima.

2.4.4. Velocidade de ejeção ideal (v_e)

A velocidade de ejeção ideal é a velocidade que os gases de combustão teriam na seção de saída da tubeira se não ocorressem perdas durante o escoamento desses gases ao longo da tubeira.

A velocidade ideal de ejeção pode ser calculada por:

$$v_e = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma - 1} \frac{R_0 T_c}{M} \left[1 - \left(\frac{P_s}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (2.28)$$

onde R_0 é a constante universal dos gases (848 kgm/mol.kg.K), M é a massa molar dos gases de combustão (kg/kg-mol) e T_c é a temperatura de combustão (K).

2.4.5. Velocidade efetiva de ejeção (c)

A velocidade efetiva de ejeção c é dada por:

$$c = \frac{F}{\dot{m}} = \frac{\dot{m}v_e + (P_s - P_a)A_s}{\dot{m}} \quad (2.29)$$

2.4.6. Impulso específico (I_{sp})

O impulso específico é definido por:

$$I_{sp} = \frac{\int_0^{t_q} F dt}{\int_0^{t_q} \dot{m} g_0 dt} = \frac{\text{Impulso total}}{\text{Peso de propelente consumido}} \quad (2.30)$$

onde I_{sp} é o impulso específico (s) e g_0 é a constante de aceleração gravitacional (9,81 m/s²).

Quando F e \dot{m} são constantes a fórmula anterior resulta:

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}g_0} \quad (2.31)$$

$$I_{sp} \cong \frac{v_e}{g_0} = \frac{1}{g_0} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \frac{R_0 T_c}{M} \left[1 - \left(\frac{P_s}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (2.32)$$

O I_{sp} é função das propriedades termodinâmicas do propelente (γ , R_0 , T_c e M) e da pressão da câmara de combustão P_c . É importante ressaltar que o I_{sp} é sensível ao quociente entre a temperatura da câmara e a massa molecular dos gases de combustão. Com isso quanto maior for a temperatura de combustão, e mais leve forem os gases produzidos pela combustão do propelente maior será o impulso específico do propelente.

2.4.7. Velocidade característica (C*)

A velocidade característica é um parâmetro usado para avaliar o desempenho de um propelente, pois ela mede até que ponto a reação química de combustão do propelente é capaz de produzir gases com alta temperatura e pressão.

A velocidade característica é definida por:

$$C^* = \frac{P_c A_t}{\dot{m}} \quad (2.33)$$

Considerando um escoamento reativo unidimensional de propriedades constantes, obtém-se:

$$C^* = \frac{\sqrt{\frac{\gamma R_0 T_c}{M}}}{\gamma \sqrt{\left[\frac{2}{\gamma+1}\right]^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}} \quad (2.34)$$

A velocidade característica também está relacionada com o impulso específico I_{sp} , coeficiente de empuxo C_F , e a velocidade de ejeção efetiva V_e :

$$C^* = \frac{I_{sp} g_0}{C_F} = \frac{C}{C_F} \quad (2.35)$$

Na avaliação de um propelente é preferível utilizar a velocidade característica em vez do impulso específico, pois o I_{sp} depende também do projeto da tubeira.

2.5. Dimensionamento da tubeira

Conhecendo o coeficiente de empuxo C_F , a pressão na câmara P_c e o empuxo F , pode-se resolver a equação 2.26 para encontrar a área da garganta da tubeira:

$$A_g = \frac{F}{C_F P_c} \quad (2.36)$$

A área A_g e o diâmetro da garganta da tubeira D_g são dados, respectivamente, por:

$$A_g = \frac{\pi D_g^2}{4} \quad (2.37)$$

$$D_g = \left(\frac{4A_g}{\pi} \right)^{1/2} \quad (2.38)$$

O empuxo e o coeficiente de empuxo são funções da razão entre calores específicos à pressão e volume constantes γ , da razão de áreas da tubeira ϵ , da razão de pressões na tubeira P_c/P_s e independente da temperatura da câmara de combustão.

O dimensionamento da área de saída da tubeira pode ser realizado utilizando-se as equações de razão de área e da razão de expansão.

A razão entre a área de saída da tubeira A_s e a área da garganta A_g é denominada razão de expansão da tubeira ϵ . A razão de expansão da tubeira pode ser obtida através de:

$$\epsilon = \frac{A_s}{A_g} \quad (2.39)$$

A razão entre a área da garganta A_g e a área de saída A_s pode ser relacionada à razão de pressões P_s/P_c mediante:

$$\frac{A_g}{A_s} = \frac{V_g v_s}{V_s v_g} = \left(\frac{\gamma + 1}{2} \right)^{1/(\gamma-1)} \left(\frac{P_s}{P_c} \right)^{1/\lambda} \sqrt{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1} \left[1 - \left(\frac{P_s}{P_c} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} \right]} \quad (2.40)$$

É importante ressaltar que um estudo aprofundado da teoria de tubeiras e suas propriedades termodinâmicas se faz necessário antes que seja efetuado seu projeto, pois a tubeira exerce grande influência sobre o desempenho de um foguete.

2.6. Razão de mistura

Neste trabalho utiliza-se a razão mássica entre oxidante e combustível (razão O/F, ou simplesmente O/F) para quantificar a proporção dos propelentes.

O impulso específico varia de acordo com o O/F. Desta forma procura-se manter sempre o projeto de um propulsor trabalhando o mais próximo possível do O/F onde o I_{sp} é máximo.

Nos propulsores sólidos a razão O/F é fixa, visto que o oxidante e o combustível encontram-se pré-misturados no grão propelente. No caso da propulsão híbrida e líquida esta razão O/F pode ser ajustada, de forma a se obter a curva de empuxo adequada.

A razão de mistura sofre variação nos propulsores híbridos durante a queima dos propelentes, devido à variação da área de queima do propelente sólido.

2.7. Parâmetros de Desempenho do Propulsor

O projeto do propulsor construído neste trabalho teve início com uma análise teórica da queima do HDPE com tetróxido de nitrogênio, utilizando-se o programa CEA 2004 da NASA (Chemical Equilibrium and Application Composition). Foram estimados os pontos ótimos de trabalho do par propelente e seus respectivos parâmetros propulsivos. Na simulação admitiu-se combustão com a formação de produtos em equilíbrio à pressão e entalpia constantes, sem perdas de calor e sem perdas por atrito. O escoamento dos produtos na tubeira foi considerado isentrópico e em equilíbrio. Considerou-se o polietileno $(CH_2)_n$ com entalpia de formação de $-28,18$ kJ/mol de CH_2 (SPLITSTONE; JHONSON, 1974) e o tetróxido de nitrogênio com entalpia de formação de $-19,56$ kJ/mol (NIST, 2012).

O ponto ótimo da mistura O/F considerado foi aquele que apresenta o maior impulso específico e o empuxo considerado para o projeto foi de 100N.

As Figuras 2.7 e 2.8 apresentam o impulso específico e o produto densidade x impulso específico, respectivamente, em termos da razão de mistura O/F,

considerando HDPE como um polímero de densidade aproximada de $0,95 \text{ g/cm}^3$ e NTO um líquido com densidade aproximada de $1,44 \text{ g/cm}^3$. Os valores máximos de I_{sp} e I_{spd} estão em torno da mesma razão de mistura, que corresponde a cerca de 3,5. Estas avaliações foram realizadas para pressões de 15, 20, 25 e 30 bar e pressão ambiente de 0,96 bar, considerando tubeiras adaptadas. Verifica-se nas Figuras 2.5 e 2.6 que a pressão na câmara não influencia significativamente os impulsos específicos teóricos.

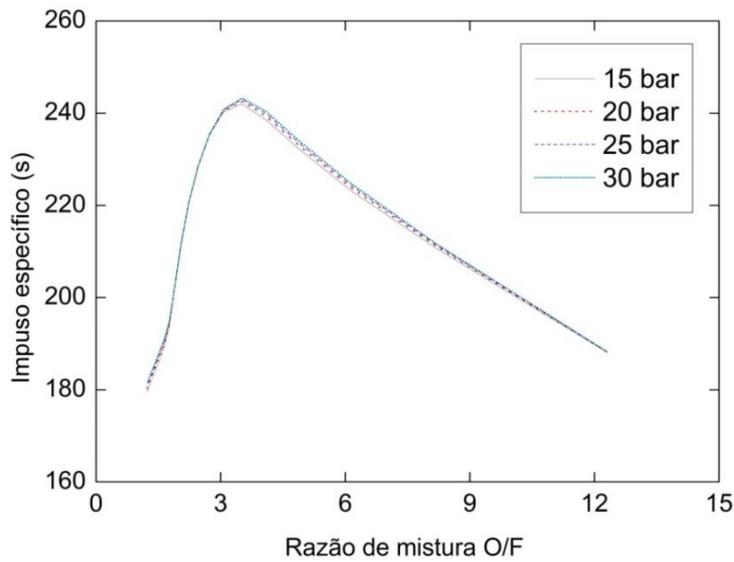


Figura 2.7 - I_{sp} teórico x O/F do par propelente HDPE e NTO.

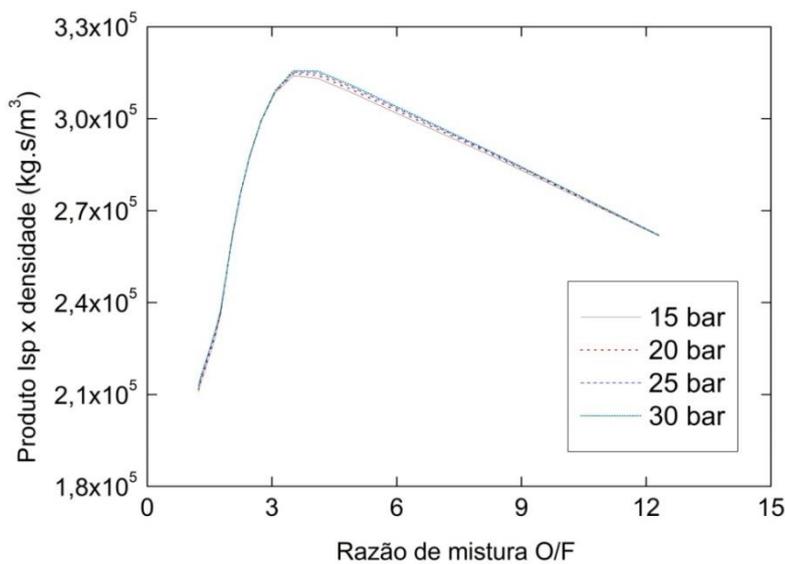


Figura 2.8 - I_{spd} teórico x O/F do par propelente HDPE e NTO.

A Figura 2.9 apresenta a curva do coeficiente de empuxo pela variação da razão O/F. Pode-se perceber que o coeficiente de empuxo apresenta pouca variação com variação da razão O/F. A pressão também foi variada durante as simulações, pode-se observar que a influência da variação da pressão sobre o coeficiente de empuxo é desprezível para o caso estudado.

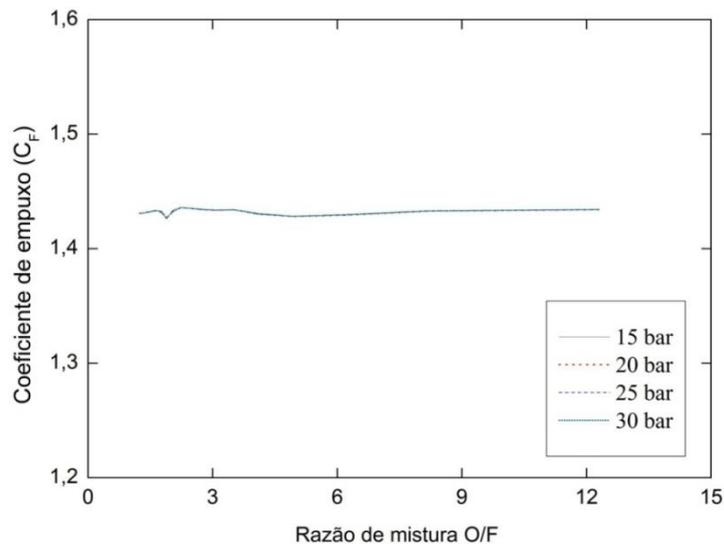


Figura 2.9 - Coeficiente de empuxo x O/F do par propelente HDPE e NTO.

Os efeitos da variação da pressão e da razão O/F sobre a velocidade característica são apresentados na Figura 2.10. Pode-se observar um comportamento semelhante ao do impulso específico com a variação da razão O/F, onde a velocidade característica aumenta com a variação da razão oxidante/combustível, atingindo seu máximo próximo a razão O/F de 3,5. A variação da pressão exerceu pouca influência sobre a velocidade característica nas simulações realizadas.

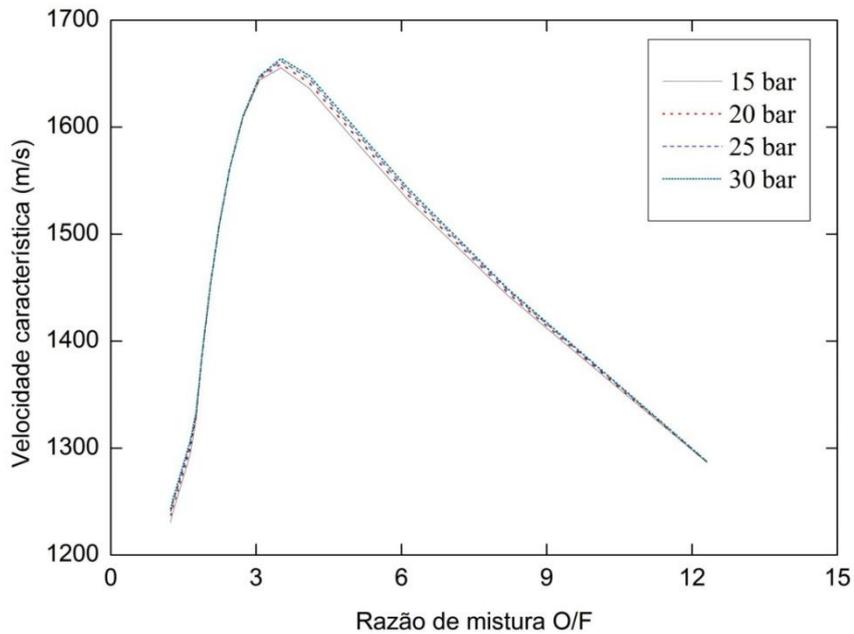


Figura 2.10 - Velocidade característica teórica x O/F do par propelente HDPE e NTO.

Com as simulações efetuadas utilizando-se o programa CEA 2004 NASA foram estimados os pontos ótimos de trabalho para o par propelente e suas faixas de pressão e temperatura. Para tais análises foi considerada a operação do motor em teste estático a uma altitude aproximada de 600 m. A Tabela 2.1 apresenta os pontos iniciais de projeto obtidos através da análise teórica.

Tabela 2.1 – Parâmetros teóricos iniciais.

Parâmetro	Valores
Temperatura da câmara de combustão	3241 K
Pressão na câmara de combustão	20 bar
Pressão de saída da tubeira	0,96 bar
Razão de expansão da tubeira	3,9
Impulso específico	241,4 s
Velocidade característica dos gases	1659 m/s
Coeficiente de empuxo	1,4274
Razão oxidante/combustível	3,51
Área na garganta da tubeira	35,03 mm ²
Área de saída da tubeira	136,61 mm ²

2.8. Projeto do Propulsor

A Tabela 2.2 apresenta os parâmetros iniciais utilizados no projeto do injetor centrífugo. Usando o equacionamento apresentado na seção 2.2 foram obtidas as dimensões do injetor, listadas na Tabela 2.3.

Tabela 2.2 – Parâmetros iniciais para projeto do injetor centrífugo.

Parâmetros	Valores
Pressão na câmara	2 MPa
Pressão antes da entrada do injetor	3 MPa
Queda de pressão (ΔP)	1 MPa
Vazão oxidante	0,033 kg/s
Massa específica NTO (ρ)	1445,65 kg/m ³
Viscosidade cinemática (ν)	3x10 ⁻⁷ m ² /s
Coefficiente de descarga inicial	0,3
Coefficiente de preenchimento (ϵ)	0,55
Constante geométrica injetor (K)	2

Tabela 2.3 – Propriedades do injetor centrífugo.

Parâmetros	Valores
Cd entrada	0,291
Cd saída	0,291
Constante C	2,7
Numero de Canais de entrada - nf	4
Razaolf/rf	3,846
Raio furos de entrada - rf	0,48 mm
Raio furos de saída - rs	0,82 mm
R	2,21 mm
Raio Câmara de Vórtice	2,69 mm
Re Canais de entrada	25454
Coef. Atrito canais de entrada - (λ)	0,025
Constante Geometrica - Keq	1,918
Re Câmara de Vórtice - Recv	18028,291
Coef. Atrito Câmara de Vórtice - (λ)	0,027
Coefficiente de Perda Total	0,5525
Função Z	0,9591

As relações geométricas utilizadas no ajuste dimensional do injetor centrífugo construído são apresentadas na Tabela 2.4. Estes ajustes foram realizados de acordo com as recomendações apresentadas na seção 2.2.1.

Tabela 2.4 – Relações geométricas do injetor centrífugo.

Relações geométricas	Valores
D_s/d_0	3,38
L_s/D_s	3
L_p/D_p	0,5
l_0/d_0	5,41

A partir dos parâmetros de desempenho teórico apresentados na seção anterior foram determinadas as dimensões do grão propelente e do propulsor.

Os parâmetros utilizados no dimensionamento do grão propelente e sua geometria básica são apresentados na Tabela 2.5. Para estimativa do tempo de queima foram usadas as constantes $a = 0,132$ e $n = 0,498$ para o par propelente HDPE e oxigênio gasoso, (KARABEYOGLU et al., 2005a).

Tabela 2.5 – Características do grão propelente.

Parâmetros	Valores
Tempo teórico de queima	38 s
Diâmetro externo do grão	128 mm
Diâmetro inicial da porta de combustão	42 mm
Comprimento do grão	440 mm

A Tabela 2.6 mostra as dimensões do propulsor e os parâmetros principais de projeto adotados, como pressão na câmara, empuxo e pressão ambiente.

Tabela 2.6 – Parâmetros e Dimensões do Propulsor

Parâmetros	Valores
Diâmetro da câmara de combustão	128,2 mm
Diâmetro da porta de combustão	42 mm
Diâmetro da garganta da tubeira	6 mm
Diâmetro de saída da tubeira	14 mm
Comprimento da câmara de combustão	440 mm
Comprimento do grão propelente	440 mm
Comprimento do propulsor	645 mm
Vazão mássica de oxidante	32,87g/s
Vazão mássica de combustível	9,35 g/s
Pressão de operação	20 bar

A Figura 2.11 mostra uma vista em corte do propulsor, com as dimensões principais do mesmo.

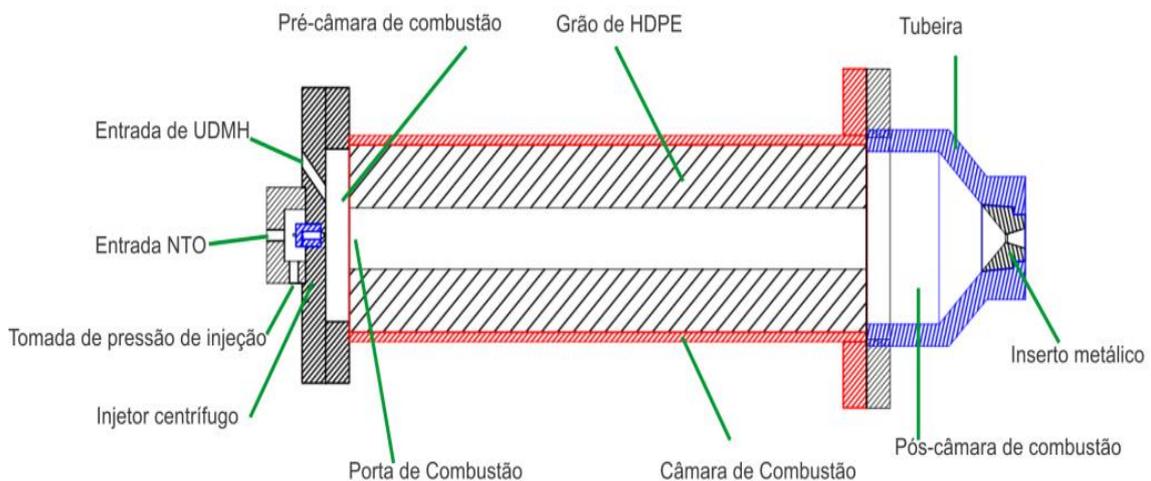


Figura 2.11 -Vista em corte do propulsor.

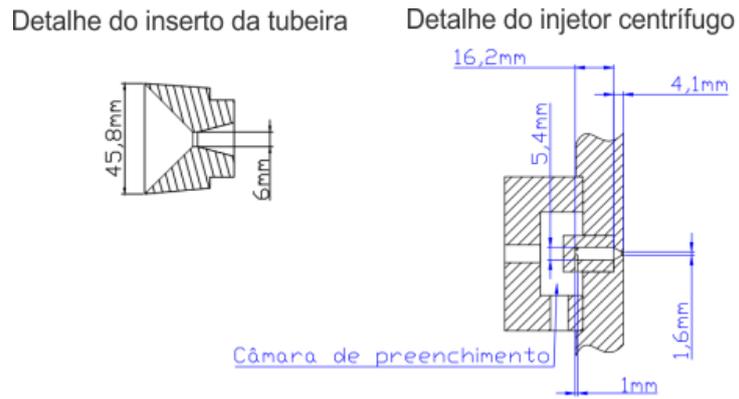


Figura 2.12 - Detalhes do Propulsor.

No Apêndice B são mostrados os desenhos técnicos dos componentes do propulsor.

3 METODOLOGIA EXPERIMENTAL

Neste capítulo são descritos os propelentes e materiais empregados, o sistema de ignição, a fabricação do propulsor, a bancada de testes, a calibração do injetor e os procedimentos de teste.

3.1. Propelentes Utilizados

A seguir são descritas as características dos propelentes empregados: Polietileno de Alta Densidade (HDPE) e tetróxido de nitrogênio (N_2O_4).

3.1.1. Tetróxido de nitrogênio

O tetróxido de nitrogênio é um oxidante armazenado na forma líquida (normalmente a 1,3 bar) em equilíbrio com uma pequena quantidade de dióxido de nitrogênio (NO_2). Em sua graduação mais pura contém menos de 0,1% de água. O tetróxido de nitrogênio apresenta uma coloração vermelha amarronzada nos estados líquido e gasoso, enquanto que em estado sólido é incolor. N_2O_4 apresenta um forte odor ácido, é muito reativo, tóxico, não inflamável com o ar, entretanto, é inflamável quando em contato com materiais combustíveis, não é sensível a choques mecânicos, calor ou detonação (ASTRONAUTIX, 2013).

O dióxido de nitrogênio é produzido pela oxidação catalítica da amônia. Através deste processo o óxido nítrico é oxidado para formar dióxido de nitrogênio e a água é removida durante esse processo na forma de ácido nítrico. O gás deste processo é essencialmente tetróxido de nitrogênio puro, o qual é condensado. em 1959 a produção norte-americana estava em torno de 60 mil toneladas por ano. Em lotes de uma tonelada o preço era de aproximadamente 15 centavos de dólar por kilograma, já nos anos 90 a NASA estava desembolsando cerca de 6 dólares por kilograma devido à regulamentação ambiental (ASTRONAUTIX, 2013).

A Tabela 3.1 apresenta algumas propriedades físico-químicas do N₂O₄.

Tabela 3.1 – Propriedades físico-químicas N₂O₄.

Fórmula molecular	N ₂ O ₄
Pressão crítica (atm)	100
Temperatura crítica (°C)	158,2
Calor latente de vaporização (cal/g)	99,1
Temperatura de fusão (°C)	-11,2
Temperatura de ebulição (°C)	21,2
Peso molecular	92,02
Pressão de vapor a 21 °C (mmHg)	760
Densidade relativa do líquido a 20 °C	1,44
Densidade relativa do vapor	3,2

Fonte: National Institute of Standards and Technology (NIST), 20012

3.1.2. Polietileno de Alta Densidade

O polietileno é um hidrocarboneto polimérico que apresenta uma das estruturas mais simples entre hidrocarbonetos poliméricos. Sua estrutura é planar e apresenta uma conformação em zig-zag, constituída pelo monômero (CH₂)_n e finalizado com grupos CH₃(WASILKOSK, 2002).

Polímeros são formados por grandes moléculas contendo longas sequências de unidades químicas simples (monômeros) (Figura 3.1).

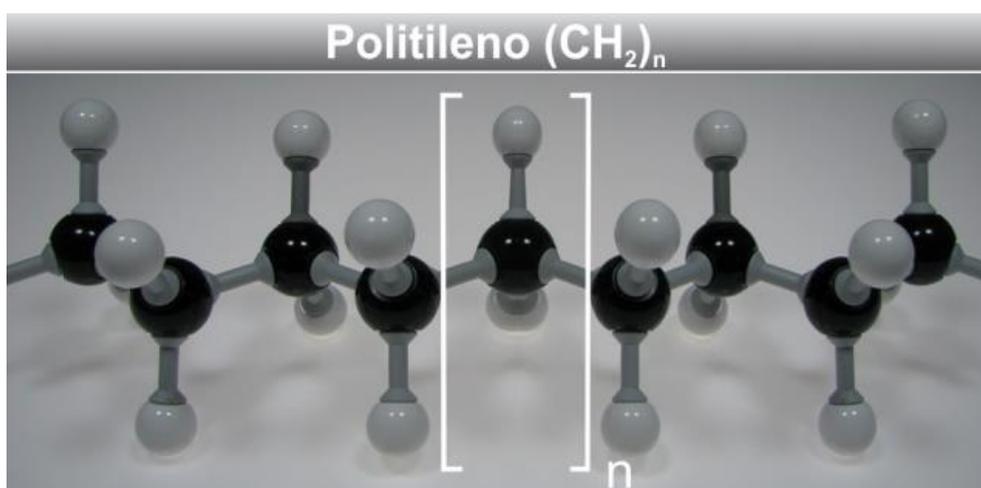


Figura 3.1 - Representação das cadeias de polietileno.

Seu baixo custo e suas características físicas, químicas e elétricas são responsáveis pela ampla utilização do polietileno nos mais diversos setores industriais. De acordo com as propriedades apresentadas o polietileno pode ser dividido em categorias, como o polietileno de baixa densidade (LDPE), polietileno de alta densidade (HDPE), polietileno reticulado (XLPE) e polietileno linear de baixa densidade (LLDPE) (Figura 3.2). Estas categorias apresentam composição química constante, variando principalmente a polimerização, densidade e reticulação (WASILKOSK, 2002).

A polimerização do polietileno ocorre a partir do monômero etileno (C_2H_4), que se encontra no estado gasoso. As condições de pressão e temperatura durante o processo de polimerização vão determinar a categoria do polietileno resultante do processo. No caso do polietileno de baixa densidade a polimerização ocorre em pressões de aproximadamente 1000 e 3000 atm, sob temperaturas da ordem de $250^\circ C$. Neste processo, oxigênio, peróxidos e hidroperóxidos são utilizados como iniciadores. O processo de sinterização do polietileno de alta densidade ocorre em condições menos extremas do que o polietileno de baixa densidade, sua polimerização ocorre em ambientes de baixa pressão e temperaturas entre $50^\circ C$ e $70^\circ C$, sendo que catalizadores como o $TiCl_4$ (Tetracloro de titânio), participam da reação (WASILKOSK, 2002).

O polietileno de alta densidade apresenta em sua cadeia polimérica baixo número de ramificações por número de carbonos, e por isso ele possui maior cristalinidade e maior densidade; também é o número de ramificações que o diferencia do polietileno de baixa densidade e do polietileno linear de baixa densidade (WASILKOSK, 2002).

Visando a segurança operacional durante a avaliação da taxa de regressão foram realizados alguns experimentos preliminares da avaliação da taxa de regressão. O primeiro experimento consistiu na construção de curvas de calibração para o injetor centrífugo, esse procedimento foi realizado com o intuito de conhecer seu comportamento diante da variação da pressão de entrada, verificar o seu ângulo de abertura do cone de saída e sua

uniformidade. A segunda fase consistiu em testes de ignição utilizando o tetróxido de nitrogênio UDMH como par hipergólico.

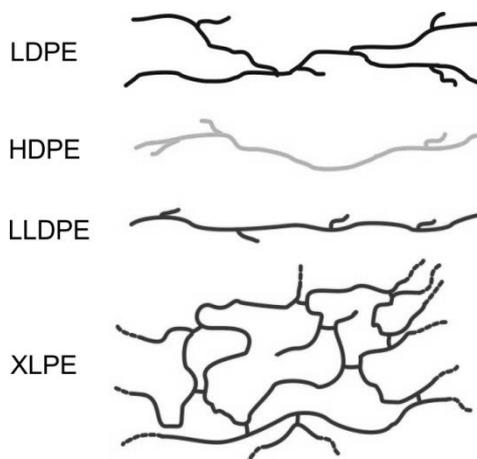


Figura 3.2 - Representação esquemática das cadeias de alguns tipos de polietileno.

Fonte: Adaptada de Wasilkosk (2002).

Tabela 3.2 - Propriedades físico-químicas do HDPE.

Características	PEBD	PEAD
Densidade (g/cm ³)	0,915 - 0,935	0,941 - 0,967
Temperatura de fusão (°C)	106 - 112	130 - 133
Tensão de deformação (MPa)	6,9 - 17,2	18 - 30
Elongação até ruptura (%)	100 - 700	100 - 1000
Módulo de flexão (MPa)	415 - 795	689 - 1654
Dureza (Shore D)	45-60	60 - 70

Fonte: Adaptada de Wasilkosk (2002).

3.1.3. Fluido de ignição

A dimetilhidrazina assimétrica (UDMH) foi escolhida como fluido de ignição, por formar um par hipergólico com o NTO.

O UDMH tem fórmula química C₂H₈N₂, aparência de um líquido aquoso incolor e odor de amônia. Amostras de UDMH tornam-se amareladas quando em

contato com o ar e absorvem oxigênio e dióxido de carbono. Mistura-se completamente com água, etanol e querosene. Seus vapores são inflamáveis em concentrações entre 2 e 95% no ar.

É comumente utilizado em propulsores monopropelente e em sistemas de ignição. Em alguns motores de manobra orbital nos Estados Unidos o UDMH é substituído pelo MMH (metil-hidrazina ou monometil-hidrazina), este composto é tido como preferencial nos Estados Unidos devido à sua densidade e desempenho ligeiramente superiores ao UDMH.

A dimetilhidrazina assimétrica deve apresentar grau de pureza mínima da ordem de 98% a 99%, conforme a norma mil-d-25604. As impurezas normalmente esperadas no UDMH são dimetilamina e água. Nos anos 90 a NASA desembolsava cerca de 24 dólares por kilograma de UDMH.

Quando armazenado de maneira correta o UDMH é estável e pode ser mantido carregado em tanques de linhas de propelente por longos períodos de tempo.

O UDMH apresenta alta toxicidade, causa queimaduras quando em contato com a pele e envenenamento quando inalado. As atividades que envolvam a presença deste componente químico requerem rigoroso esquema de segurança e proteção individual.

A Tabela 3.3 apresenta as principais propriedades físico-químicas do UDMH.

Tabela 3.3 - Propriedades físico-químicas do UDMH.

Fórmula molecular	C ₂ H ₈ N ₂
Massa molar	60.1 g/mol
Densidade	0.793 g/cm ³
Ponto de fusão	-57 °C, 216 K, -71 °F
Ponto de ebulição	63 °C, 336 K, 145 °F

Fonte: National Institute of Standards and Technology (NIST), 2012

3.2. Fabricação do propulsor

O propulsor utilizado neste trabalho foi construído quase em sua totalidade de aço inoxidável 304, com exceção dos anéis de vedação, construídos em alumínio.

A Figura 3.3 apresenta o injetor construído. Nesta figura é possível observar na Imagem A duas entradas de propelente no injetor e dois acessos destinados a um termopar e a um transdutor de pressão. Um dos canais de propelente era destinado à alimentação de N_2O_4 e outro à alimentação de UDMH utilizado para a ignição do propulsor.

Na face inferior da placa de injeção pode ser observado um canal destinado ao assentado anel de vedação. Este canal foi usinado na face de todos os flanges utilizados no propulsor, garantindo a vedação da pré-câmara de combustão e da pós-câmara de combustão. Cada canal usinado possuía a profundidade de 1,5mm.

A Figura 3.4 apresenta a câmara de combustão construída. Para a construção das paredes da câmara foi utilizado um tubo de aço inoxidável de 5" schedule 40.

A Figura 3.5 apresenta a pós-câmara de combustão e parte da tubeira. A garganta desta tubeira foi confeccionada separadamente em insertos do mesmo material. Os insertos foram usinados de forma a permitir o ajuste por interferência, dispensando a necessidade de qualquer dispositivo de fixação. Sua geometria permite a segurança de operação através de um ressalto usinado na face de saída que impede a saída do inserto da tubeira ao trabalhar com as altas temperaturas do sistema. A não utilização de dispositivos de fixação como roscas, parafusos e pinos de fixação garantiu a vedação do inserto da tubeira.

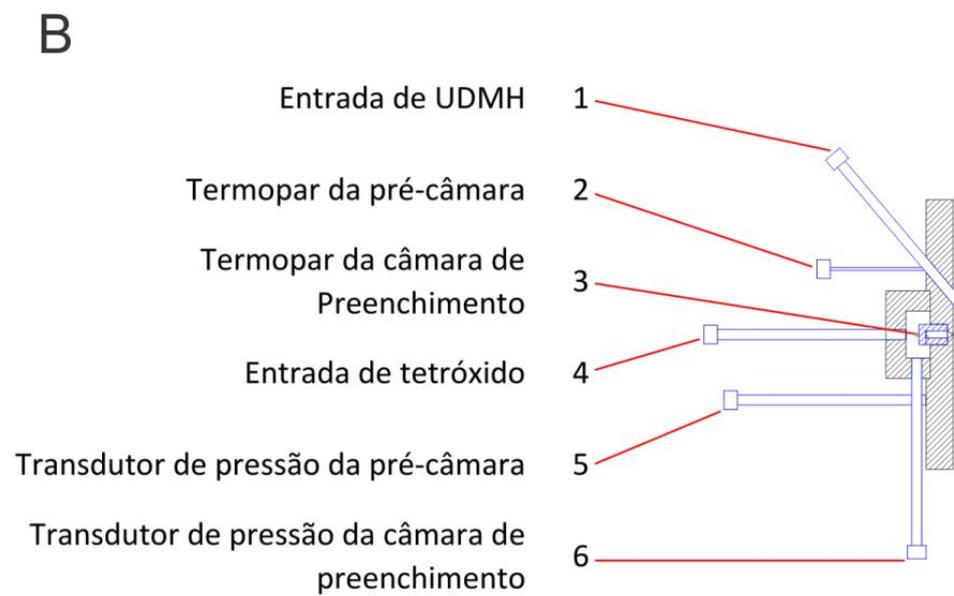
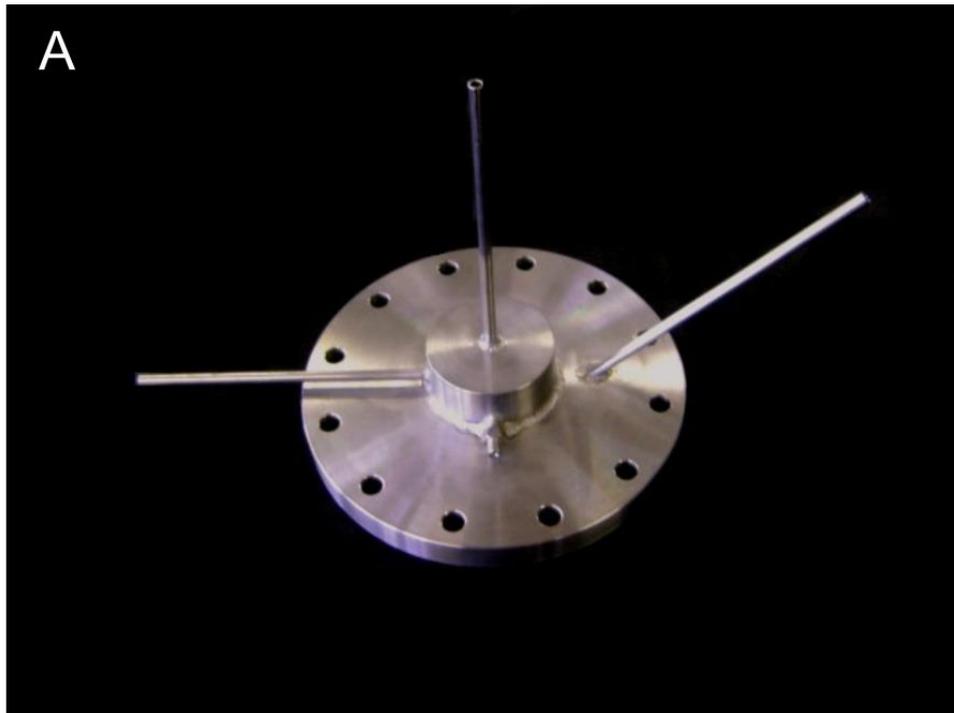


Figura 3.3 - Injetor.



Figura3.4 -Câmara de combustão.

A)

B)

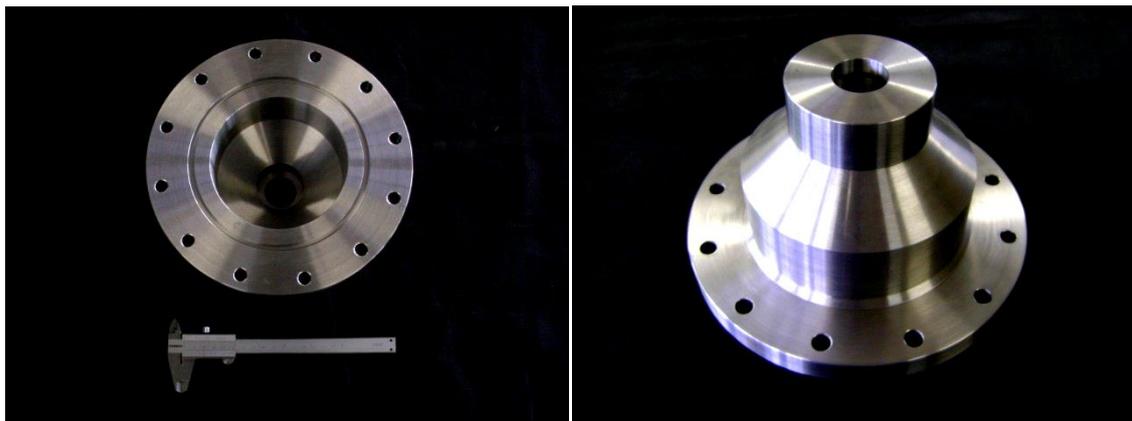


Figura3.5 -Pós-câmara (A) e tubeira (B).

A Figura 3.6 mostra o inserto da tubeira, que apresenta um degrau destinado à fixação junto à tubeira. Seu exterior foi usinado no formato cilíndrico de forma a permitir um ajuste forçado com a tubeira, desta forma é garantida a vedação entre os dois componentes e a fixação de forma simples sem a necessidade de parafusos, roscas ou pinos. O ressalto usinado se encaixa perfeitamente com a tubeira de forma garantir o travamento do inserto com a pressurização do sistema. Este inserto foi confeccionado com o mesmo material da tubeira para evitar folgas com o aquecimento do conjunto.

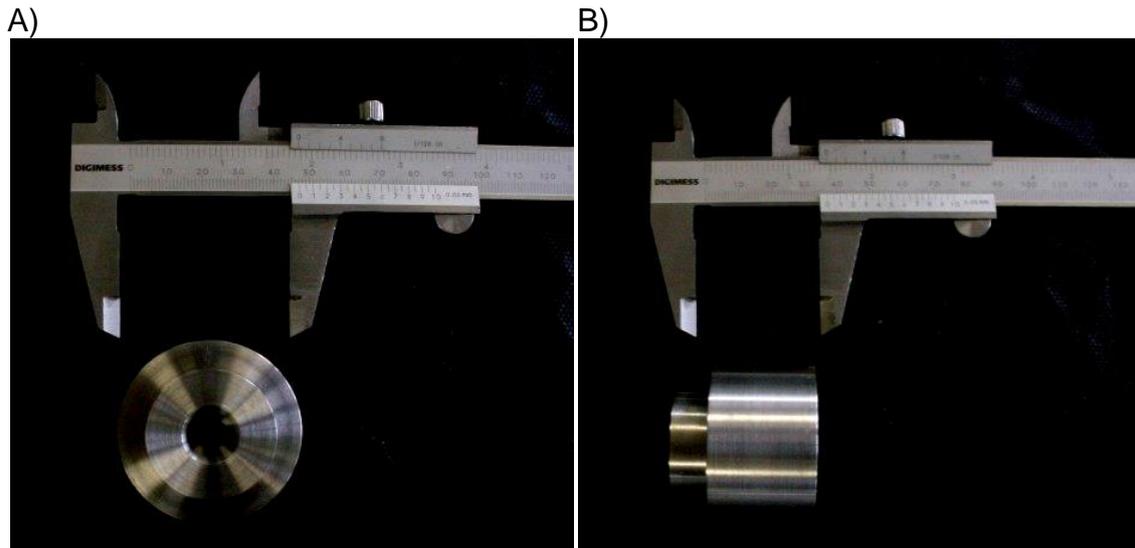


Figura3.6 -Inserto datubeira.

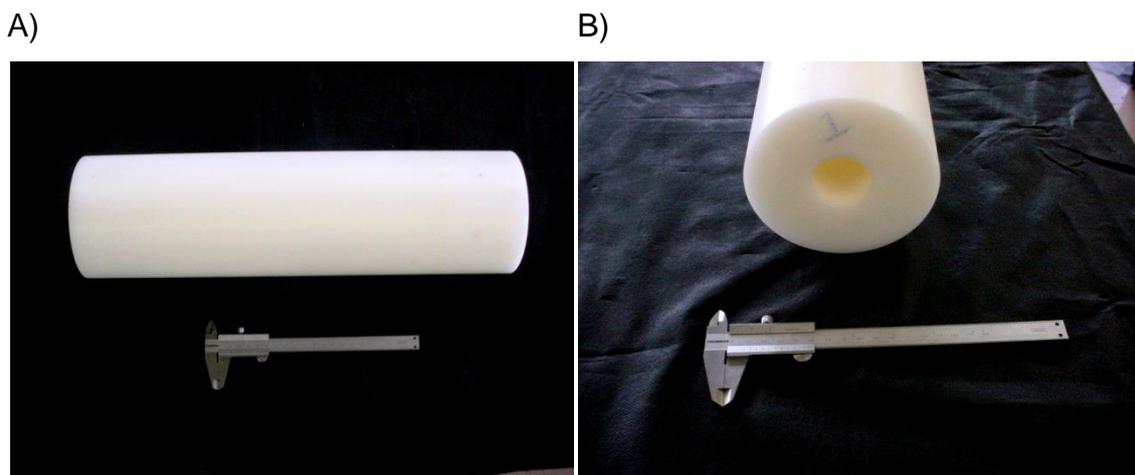


Figura3.7-Grão propelente.

O grão combustível (Figura 3.7) é constituído de uma peça única de polietileno de alta densidade usinado com uma única porta de combustão.

O sistema de vedação do propulsor é composto por dois tipos de anéis, um de polietileno de alta densidade (Figura 3.8) responsável por vedar a face de saída do grão propelente, impedindo que o escoamento encontrasse uma passagem entre as faces da flange da pós-câmara e da tubeira, impedindo também a passagem dos gases quentes pelas paredes externas do grão propelente. Este anel foi alojado entre as faces da pós-câmara e da tubeira, posicionado no

centro do anel de alumínio e fixado pela pressão de aperto dos parafusos de fixação das flanges.



Figura3.8 -Anel de vedação de polietileno.

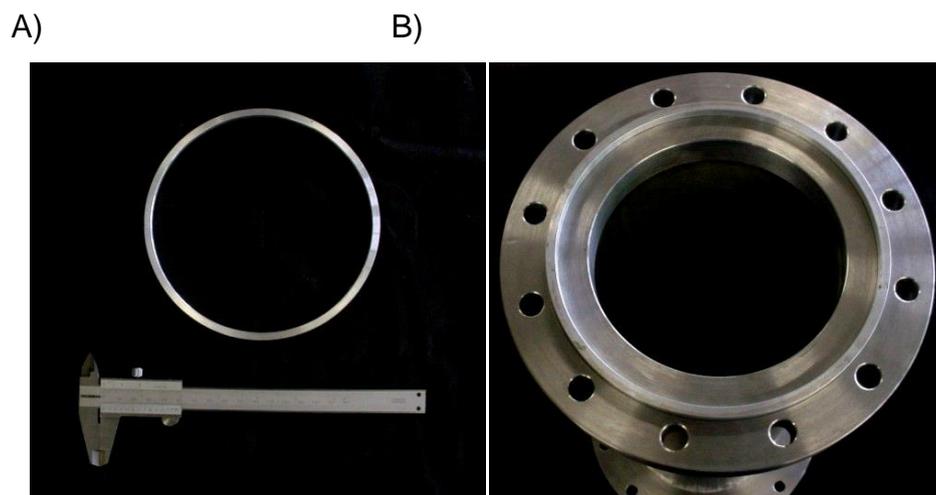


Figura3.9 -Anel de vedação de alumínio.

O segundo anel de vedação (Figura 3.9A) era constituído de alumínio, construído a partir da usinagem de um tubo de alumínio de 5" schedule 80. Este anel era posicionado em canais usinados nas faces dos flanges (Figura 3.9B) e sua vedação era garantida pela pressão de aperto dos parafusos do flange. O anel possuía 6mm de comprimento, 4mm de espessura e 5" de diâmetro externo. Não houve necessidade de substituição dos anéis durante a realização dos testes.

3.2.1. Curvas de calibração do injetor de oxidante

Dependendo da missão ou aplicação de um propulsor, em certo momento pode-se fazer necessária a variação de seu empuxo. A variação do empuxo pode ser obtida através da variação da pressão de alimentação do injetor. Essa variação ocasiona a mudança da vazão mássica do oxidante e, conseqüentemente, da pressão na câmara de combustão e da razão O/F do sistema.

A diferença entre a pressão na entrada do injetor (pressão de alimentação) e pressão de saída (pressão na câmara de combustão) é definida como a queda de pressão do injetor. Com a variação da queda de pressão há a variação da vazão mássica do fluido de trabalho.

Por estes motivos é importante a obtenção de uma curva experimental de calibração do injetor, para que se possa conhecer a vazão mássica no injetor para diferentes quedas de pressão.

A calibração do injetor pode ser realizada utilizando o próprio propelente, ou até mesmo outro fluido, dependendo da disponibilidade do propelente utilizado e dos riscos envolvidos em seu manuseio (risco de ignição ou toxicidade).

Para a obtenção da curva de calibração do injetor deste projeto foi utilizada água destilada, visto que o tetróxido de nitrogênio à pressão e temperatura ambiente apresenta-se na fase gasosa, além de sua grande toxicidade que inviabiliza o contato com o ser humano e tem risco de explosão.

Para a realização dos experimentos de calibração do injetor foram utilizados os seguintes materiais:

- Tanque de nitrogênio de 10m³;
- Mangueira flexível de alta pressão;
- Tanque para armazenamento do fluido de trabalho;
- Transdutor de pressão;
- Eletroválvula esférica de 1/4" (6,35 mm);

- Dutos de aço inoxidável de 1/4" (6,35 mm);
- Recipiente para coleta do fluido de trabalho;
- Béquer com capacidade de 1litro;
- Balança eletrônica com precisão de 0,1 gramas;
- Computador para aquisição de dados;
- Placas de aquisição de dados NationalInstruments;
- Software Labview 2010.

A Figura 3.10 apresenta o esquema de montagem do experimento.

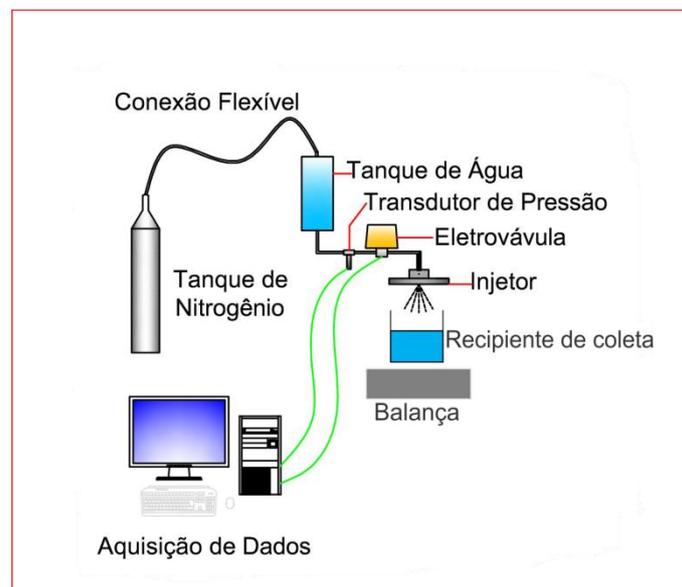


Figura 3.10 -Esquema de montagem experimental para calibração do injetor.

O transdutor de pressão utilizado possuía capacidade de medição de até 30 bar e resolução de 0,001bar. A integração dos componentes utilizados com o sistema Labview possibilitou a obtenção de uma taxa de amostragem de mil amostras por segundo e o controle remoto da abertura e fechamento da eletroválvula.

A integração entre o sistema de aquisição e a eletroválvula tornou possível um ganho de precisão no momento de avaliação dos tempos de teste, tendo em vista que os momentos de abertura e fechamento de válvula puderam ser identificados pelo gráfico de pressão. No momento de abertura da válvula pode ser observada uma queda de pressão na curva de pressão do sensor (Figura

3.11), esta queda de pressão foi causada pelo início do escoamento do fluido do tanque recipiente através da válvula. No instante correspondente ao fechamento total da eletroválvula é observado um ponto de inflexão na curva de pressão, e a pressão começa a subir novamente.

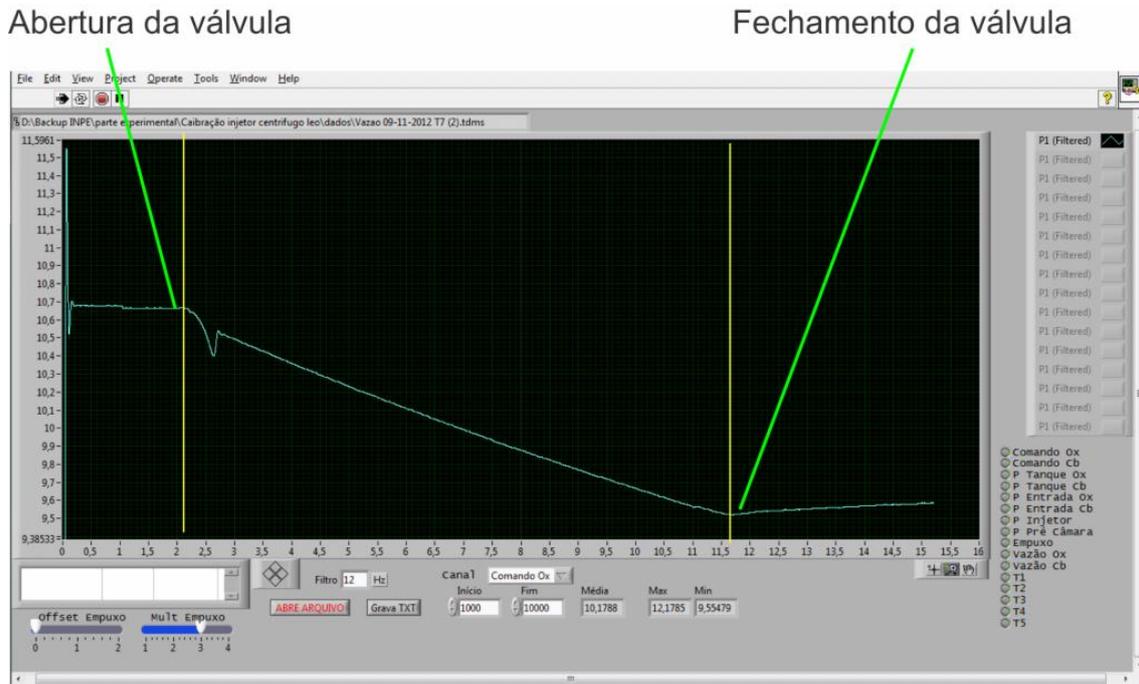


Figura 3.11 - Visualização experimental da abertura e fechamento da válvula.

Podemos observar na Figura 3.11 que as alterações de comportamento da curva de pressão, pelas quais identificamos os comandos de abertura e fechamento da eletroválvula apresentam uma variação gradual formando regiões de transição e não simplesmente um ponto no qual a curva de pressão muda seu comportamento. Isso se deve ao tempo aproximado de 0,5 segundos entre a abertura total e o fechamento total, da eletroválvula.

Pode-se observar também pela Figura 3.11 que durante a abertura da válvula há uma queda abrupta de pressão que se estabiliza rapidamente e um pequeno aumento, até que sua pressão diminua de forma quase uniforme ao longo do restante do tempo em que a válvula encontra-se aberta. Esta queda abrupta de pressão logo após a abertura da válvula ocorre devido ao

preenchimento da pré-câmara do injetor, logo que os espaços vazios do injetor são preenchidos a queda de pressão se da de maneira mais uniforme.

Considerando que o comando da eletroválvula apresenta acionamento de velocidade constante, as válvulas do tipo esfera apresentam tempos de abertura e fechamento diferentes. Estas diferenças são causadas pela geometria interna destas válvulas.

Pode-se perceber pela Figura 3.12 que o momento de abertura da válvula têm início quando o ponto B ultrapassa o Ponto C, ocorrendo a abertura total da válvula quando o ponto B alinha-se com o ponto D. O fechamento da válvula inicia-se quando o ponto A ultrapassa o ponto C e o fechamento total ocorre quando o ponto A alinha-se ao Ponto D. Comparando-se a movimentação de abertura da válvula entre o estado 1 ao estado 3 e o seu fechamento entre o estado 1 e 2 é claramente visível que o tempo de abertura da válvula é maior do que o seu tempo de fechamento, pois o caminho percorrido do ponto A ao ponto C saindo do repouso é muito maior do que quando A parte de C ao encontro do ponto D.

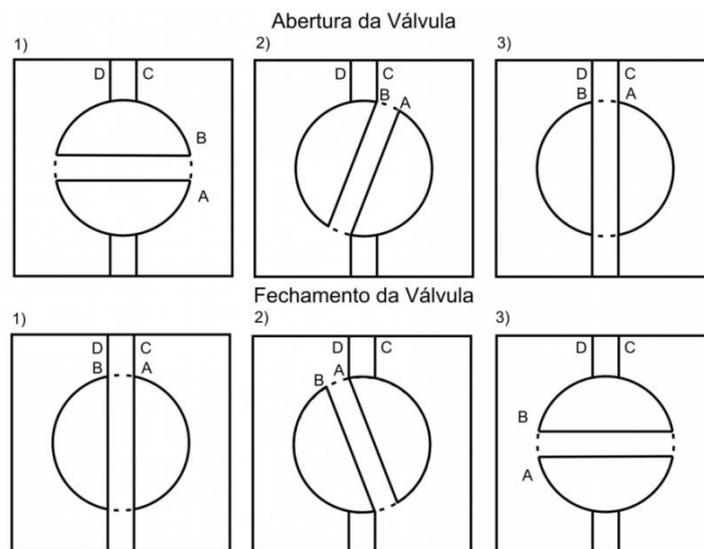


Figura 3.12 -Abertura e fechamento da válvula.

Para a construção da curva de calibração do injetor foram realizados dez experimentos com duração aproximada de 10 segundos cada.

Os testes tiveram início com a preparação do tanque de armazenamento de água destilada. Após a preparação um recipiente de coleta foi posicionado próximo a saída do injetor, de forma que toda a massa de água destilada fosse recolhida sem perdas de massa durante o processo. A massa de água recolhida foi avaliada utilizando-se uma balança eletrônica com resolução de 0,1 gramas.

Após a avaliação da massa de água de cada teste, o conteúdo do recipiente de coleta foi descartado e a balança teve seu ponto correspondente a zero novamente definido com a presença do recipiente de coleta.

Analisada a massa de água destilada, o tanque de armazenamento foi aberto ao ambiente de forma a permitir o escape de todo o conteúdo sobressalente do teste anterior. Esvaziado o tanque este foi novamente reabastecido com uma nova quantidade de água destilada. Para os ensaios onde a queda de pressão foi menor que 10bar o tanque foi abastecido com a quantidade de 1,5 litros de água, enquanto que para os ensaios com queda de pressão maior que 10bar o tanque foi abastecido com uma quantidade de 2 litros de água destilada. O tanque de armazenamento possuía volume interno aproximado de 5 dm³, as quantidades de abastecimento do tanque de armazenamento foram definidas experimentalmente em testes preliminares ao da coleta de dados, de forma a diminuir ao máximo a variação de pressão dentro do tanque de alimentação, colocando o maior volume máximo possível de gás de pressurização dentro do tanque, de forma a diminuir a expansão do gás e a queda de pressão durante o teste, por isso foram utilizadas as quantidades de 1,5 e 2 litros de água destilada.

Durante a realização das medições de vazão do injetor o tanque foi pressurizado e a alimentação de nitrogênio foi interrompida, para evitar que a válvula do tanque de nitrogênio equilibrasse a pressão do sistema durante os testes e introduzisse variações de pressão, causando perturbações dentro do tanque de armazenamento.

Se a quantidade de líquido dentro do tanque fosse muito maior do que o necessário o volume de gás seria pequeno e sua expansão causaria uma grande queda de pressão. Caso a quantidade de líquido fosse muito próxima ao da vazão esperada o gás de pressurização utilizado passaria pelo injetor juntamente com o líquido impossibilitando a coleta de dados.

Os parâmetros dos testes realizados são apresentados na Tabela 3.4 e os dados do experimento são apresentados na Tabela 3.5.

Tabela 3.4 – Experimentos de calibração do injetor para H₂O.

Teste	Tempo (s)	Pressão Média (bar)	Variação de pressão (bar)	ΔP (bar)
1	9,20	3,46	0,27	2,50
2	9,27	4,30	0,34	3,34
3	9,36	5,43	0,48	4,47
4	9,45	6,52	0,62	5,56
5	9,54	7,49	0,74	6,53
6	9,61	8,79	0,94	7,83
7	9,51	10,09	1,14	9,13
8	9,53	10,96	1,39	10,00
9	9,53	12,47	1,68	11,51
10	9,63	13,51	1,87	12,55

Tabela 3.5 – Dados Experimentais do injetor para H₂O.

Teste	Tempo (s)	ΔP (bar)	Massa H ₂ O (g)	Vazão H ₂ O (g/s)
1	9,20	2,50	248,20	26,98
2	9,27	3,34	274,70	29,63
3	9,36	4,47	307,10	32,82
4	9,45	5,56	334,60	35,40
5	9,54	6,53	358,70	37,60
6	9,61	7,83	386,70	40,25
7	9,51	9,13	412,50	43,38
8	9,53	10,00	428,50	44,97
9	9,53	11,51	456,20	47,87
10	9,63	12,55	474,20	49,27

A partir da Tabela 3.5 foi construída a curva de calibração do injetor utilizando água destilada (Figura 3.13).

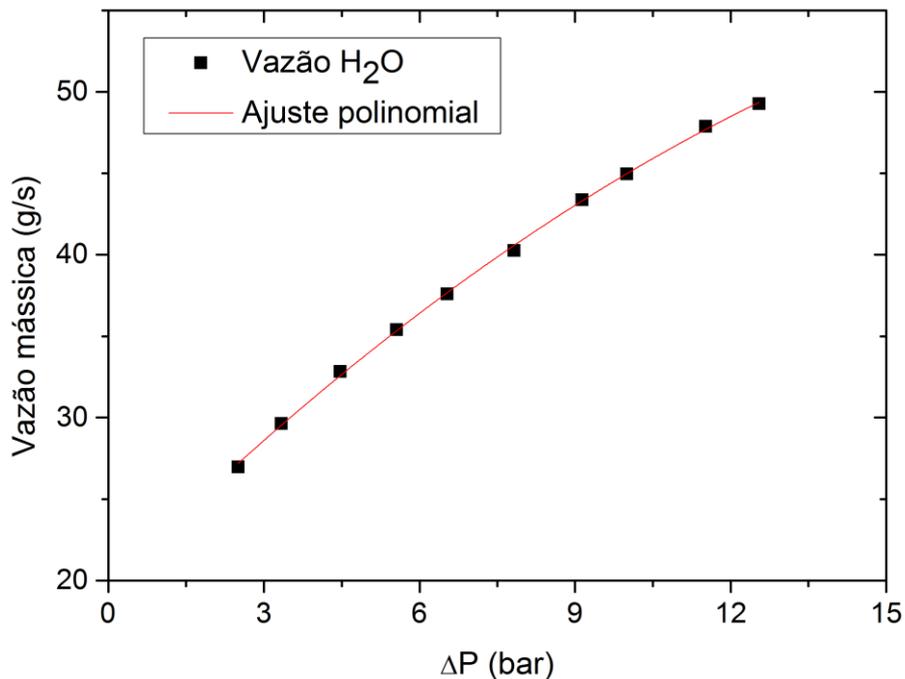


Figura 3.13 - Curva de calibração do injetor para H₂O.

3.3. Ajuste da curva de calibração para N₂O₄

A obtenção da curva de calibração do injetor utilizando tetróxido de nitrogênio é inviável experimentalmente devido à sua alta toxicidade, riscos de explosão e contaminação durante seu manuseio. À pressão e temperatura atmosféricas há mudança de fase para o estado gasoso, o que aumentaria a complexidade de tal experimento e os custos envolvidos. Para casos como este adotamos como solução a construção de uma curva aproximada, utilizando-se de artifícios matemáticos. Desta forma pode-se utilizar a equação (3.1) que relaciona a vazão em massa com a geometria do injetor e as propriedades do fluido de trabalho. Para o injetor em questão há uma equação para a água e uma para o tetróxido de nitrogênio:

$$\dot{m}_{H_2O} = \mu_n A_N \sqrt{2\rho_{H_2O} \Delta P} \quad (3.1)$$

$$\dot{m}_{N_2O_4} = \mu_n A_N \sqrt{2\rho_{N_2O_4} \Delta P} \quad (3.2)$$

Dividindo-se a equação 3.1, pela equação 3.2, dá:

$$\frac{\dot{m}_{H_2O}}{\dot{m}_{N_2O_4}} = \frac{\mu_n A_N \sqrt{2\rho_{H_2O} \Delta P}}{\mu_n A_N \sqrt{2\rho_{N_2O_4} \Delta P}} \quad (3.3)$$

Considerando que μ_n não varie com a massa específica do fluido de trabalho, e rearranjando a equação 3.3, obtém-se a seguinte relação entre a vazão em massa de água e a vazão em massa de tetróxido de nitrogênio para o injetor em questão:

$$\dot{m}_{N_2O_4} = \sqrt{\frac{\rho_{N_2O_4}}{\rho_{H_2O}}} \dot{m}_{H_2O} \quad (3.4)$$

Desta forma pode-se aproximar a curva de vazão de H₂O para N₂O₄. A Tabela 3.6 apresenta as vazões de tetróxido de nitrogênio ajustadas pela equação (3.4).

Tabela 3.6 – Dados ajustados de calibração do injetor para N₂O₄.

Teste	Tempo (s)	ΔP (bar)	Vazão H ₂ O (g/s)	Vazão N ₂ O ₄ (g/s)
1	9,20	2,50	26,98	32,49
2	9,27	3,34	29,63	35,68
3	9,36	4,47	32,82	39,53
4	9,45	5,56	35,40	42,63
5	9,54	6,53	37,60	45,27
6	9,61	7,83	40,25	48,46
7	9,51	9,13	43,38	52,23
8	9,53	10,00	44,97	54,15
9	9,53	11,51	47,87	57,64
10	9,63	12,55	49,27	59,33

À partir da Tabela 3.6 foi construída a curva de calibração do injetor utilizando as vazões aproximadas de tetróxido de nitrogênio(Figura 3.14).

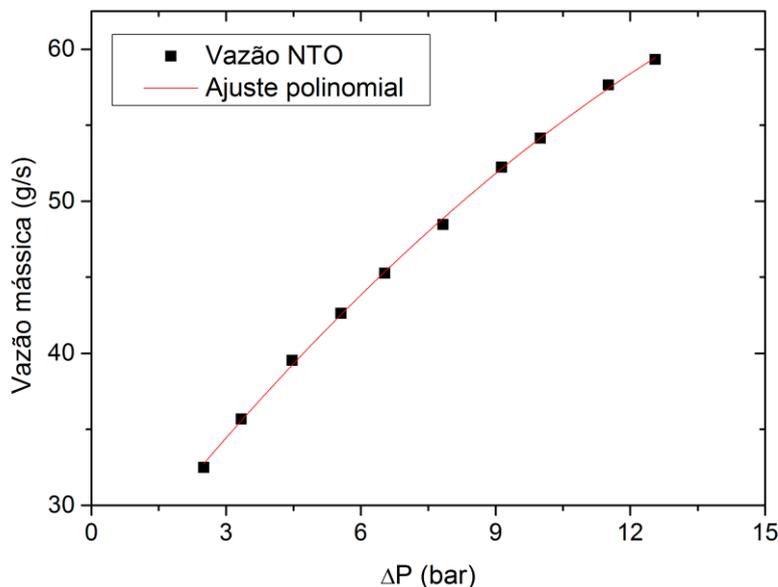


Figura 3.14 - Curva de calibração do injetor para N_2O_4 .

3.4. Ajuste polinomial

Dentro de um conjunto de dados experimentais, em algumas situações é conveniente o uso de uma expressão analítica de uma dada curva experimental, por exemplo, quando se deseja realizar alguma interpolação ou extrapolação do conjunto de dados.

Uma das formas mais comuns de análise e agrupamento de dados é a utilização de alguma forma de representação gráfica. O diagrama de dispersão é um modelo amplamente utilizado composto por um sistema cartesiano, em que cada um dos seus eixos corresponde às variáveis correlacionadas. A variável dependente (Y) situa-se no eixo vertical e o eixo das abscissas é reservado para a variável independente (X). Os pares ordenados formam uma nuvem de pontos.

A configuração geométrica de um diagrama de dispersão pode estar associada a uma reta (correlação linear), uma linha curva (correlação curvilínea), ou ainda

apresentar uma configuração dispersa dos pontos de maneira que não definam nenhuma configuração linear (sem correlação).

O ajuste polinomial é um caso particular de um ajuste linear múltiplo. Para realização do ajuste polinomial são utilizadas as seguintes funções:

$$\begin{aligned}
 g_0(x) &= 1 \\
 g_1(x) &= x \\
 g_2(x) &= x^2 \\
 g_3(x) &= x^3 \\
 &\vdots \\
 g_m(x) &= x^m
 \end{aligned}
 \tag{3.5}$$

Com isto temos a seguinte equação:

$$f(x) = \beta_0 + \beta_1 x + \beta_2 x^2 + \dots + \beta_m x^m
 \tag{3.6}$$

Onde $f(x)$ é um polinômio de grau m . Para o ajuste polinomial de curvas, o sistema fica igual a:

$$\begin{bmatrix}
 n & \sum x_i & \sum x_i^2 & \dots & \sum x_i^m \\
 \sum x_i & \sum x_i^2 & \sum x_i^3 & \dots & \sum x_i^{m+1} \\
 \sum x_i^2 & \sum x_i^3 & \sum x_i^4 & \dots & \sum x_i^{m+2} \\
 \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\
 \sum x_i^m & \sum x_i^{m+1} & \sum x_i^{m+2} & \dots & \sum x_i^{2m}
 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \beta_0 \\ \beta_1 \\ \beta_2 \\ \vdots \\ \beta_m \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sum y_i \\ \sum y_i x_i \\ \sum y_i x_i^2 \\ \vdots \\ \sum y_i x_i^m \end{bmatrix}
 \tag{3.7}$$

3.4.1. Correlação Linear

É uma correlação entre duas variáveis, cujo gráfico aproxima-se de uma linha de tendência ou linha média. Linha de tendência porque procura acompanhar uma distribuição de pontos, e linha média, pois procura deixar o mesmo número de pontos abaixo e acima da linha.

3.4.2. Coeficiente de correlação Linear

Um ponto importante a ser observado em uma distribuição de pontos experimentais é a análise de correlação entre os dados, como um indicativo da qualidade dos experimentos realizados, pois sabemos que durante a realização de um experimento uma série de fatores podem introduzir erros ao método de avaliação adotado (TAYLOR, 1982).

Uma das formas de averiguar esta “qualidade” dos pontos experimentais é através da avaliação do coeficiente de correlação linear, para os casos onde houver uma correlação linear entre os pares de pontos x_i e y_i .

Uma das formas de se medir o coeficiente de correlação linear foi desenvolvido por Pearson e recebe o nome de coeficiente de correlação de Pearson.

O coeficiente de correlação de Pearson é a razão entre a covariância de duas variáveis pelos desvios-padrão de cada uma delas.

A covariância é definida como sendo a soma dos produtos das diferenças entre a variável x_1 e a sua média na distribuição $x_m(\Delta x)$, pela diferença entre a variável y_1 e a sua média na distribuição $y_m(\Delta y)$.

O coeficiente de correlação de Pearson pode variar de -1 a +1, para os casos de inclinação descendente e ascendente respectivamente, e mostra a intensidade da relação linear entre duas variáveis. Sendo assim para valores negativos temos que quando uma das variáveis tende a aumentar a outra tende a diminuir e para o coeficiente positivo as duas variáveis apresentam o mesmo comportamento (TAYLOR, 1982).

O coeficiente de correlação ainda nos permite classificar as relações entre os grupos de dados. A Tabela 3.7 apresenta as relações de classificação mais comuns:

Tabela 3.7 – Níveis de correlação das amostras.

r (+ ou -)	Nível de correlação
0,00 a 0,19	Correlação bem fraca
0,20 a 0,39	Correlação fraca
0,40 a 0,69	Correlação moderada
0,70 a 0,89	Correlação forte
0,90 a 1,00	Correlação muito forte

O coeficiente de correlação de Pearson é dado por:

$$r = \frac{\frac{\sum(x_1 - x_m)(y_1 - y_m)}{n-1}}{\sqrt{\frac{\sum(x_1 - x_m)^2}{n-1} \frac{\sum(y_1 - y_m)^2}{n-1}}} \quad (3.8)$$

Outro parâmetro a ser analisado é o quadrado da correlação de Pearson (R^2), que indica o percentual de variância de uma das variáveis que pode ser explicados a partir do valor da outra.

Para a curva de calibração do injetor utilizando água (Figura 3.15), temos uma correlação muito forte de $r=0,99963$, o que corresponde a $r^2=0,99928$. De acordo com o quadrado da correlação de Pearson cerca de 99,9% da variabilidade da vazão pode ser descrita pela variabilidade da diferença de pressão. O restante 0,1% pode ser explicado por outros fatores não medidos que exerceram influência sobre o experimento (TAYLOR, 1982).

É importante ressaltar que estes modelos de correlação e ajustes polinomiais são apenas ferramentas que nos auxiliam no tratamento dos dados experimentais, permitindo uma análise da qualidade dos experimentos e a

obtenção de uma função que nos permite realizar aproximações através de extrapolações ou interpolações das vazões esperadas de trabalho do injetor e não um modelo analítico que representa os fenômenos físicos envolvidos no funcionamento de um injetor.

3.5. Ângulo de saída do injetor

Nos injetores centrífugos o fluido de trabalho passa pelo furo de saída do injetor com uma componente de velocidade axial e outra tangencial devido ao posicionamento dos furos de entrada e a geometria da câmara de vórtice. Devido à presença da componente tangencial de velocidades o spray neste tipo de injetor apresenta o formato de um cone.

O ângulo formado pelo cone de saída do injetor é um parâmetro importante no projeto de um propulsor híbrido, visto que terá influência na distância entre o injetor e a porta de combustão do grão propelente, esta distância dependerá também do diâmetro inicial da porta de combustão.

Com a finalidade de avaliar o ângulo de cone, os testes de calibração do injetor foram realizados novamente com pressões próximas às utilizadas. A Tabela 3.8 a seguir demonstra os dados desta avaliação.

Os ângulos de cone foram obtidos através da análise de imagens registradas durante os testes realizados. Através do registro de uma dimensão de referência é possível aplicar as relações trigonométricas e obter o ângulo de inclinação das paredes do cone do spray.

Tabela 3.8 – Ângulo de cone x diferença de pressão.

Teste	Pressão média (bar)	Ângulo de cone (graus)
1	3,33	53
2	4,13	54
3	5,19	53
4	6,21	56
5	7,12	53
6	8,32	53
7	9,52	57
8	10,26	56
9	11,64	54
10	12,6	57

A Figura 3.15 apresenta um exemplo da medição do ângulo de cone do spray.

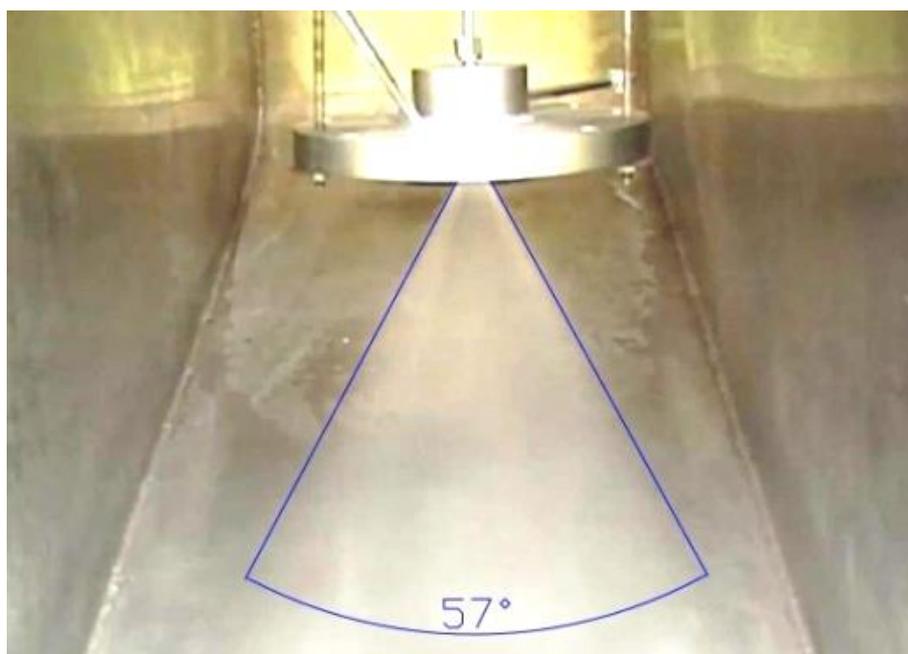


Figura 3.15- Avaliação do ângulo de cone do spray.

Para fins de posicionamento do grão propelente em relação ao furo de saída do injetor foi adotado o valor de 57° como ângulo de saída. Isto foi realizado com a finalidade de garantir que o spray de oxidante incidisse dentro da porta de combustão e não na face do grão propelente.

A incidência do oxidante na face do grão propelente poderia causar acúmulo de oxidante na pré-câmara de combustão, o que levaria à geração de instabilidades durante o processo de combustão, perda de eficiência e riscos operacionais.

3.6. Bancada experimental

A bancada de testes utilizada (Figura 3.16) era composta basicamente de sensores de pressão, termopares, célula de carga, eletroválvulas, linhas de alimentação (tetróxido de nitrogênio e UDMH) e suporte de fixação do propulsor.

Os instrumentos utilizados na aquisição de dados e controle das válvulas de abertura e fechamento foram controlados através do software labview. Para integração entre os sensores e o software foram utilizadas placas de aquisição National Instruments. Este sistema tornou possível a aquisição dos dados com precisão de até 0,001 bar e cerca de 1000 amostras por segundo.

Os sensores de pressão foram dispostos na entrada das eletroválvulas para verificação da pressão de alimentação, na câmara de preenchimento do injetor centrífugo e na pré-câmara de combustão com a finalidade de monitorar a queda de pressão do injetor, pressão de operação e identificar possíveis instabilidades durante a combustão.

Os termopares foram instalados no sistema de injeção, na pré-câmara de combustão e em três posições igualmente distribuídas nas paredes externas da câmara de combustão. Foram utilizados termopares do tipo k para temperaturas de até 1200°C.

A célula de carga foi instalada à frente do injetor no centro geométrico do propulsor, e um tubo metálico transmitiu as forças exercidas sobre o sistema propulsivo para a célula de carga.

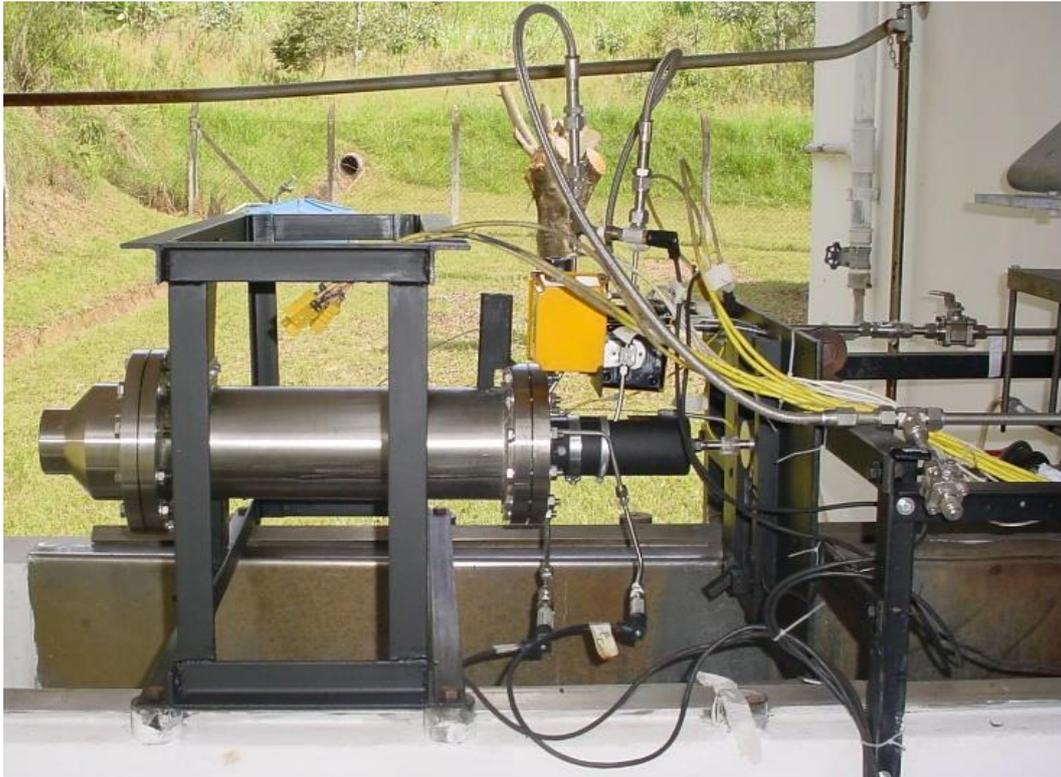


Figura3.16-Bancada Experimental.

Um ponto importante na montagem da bancada experimental é a fixação do propulsor, pois uma das funções de uma bancada para propulsores é a medição do empuxo produzido. A obtenção da curva de empuxo foi um ponto crítico na montagem da bancada experimental, visto que pela grande dimensão do propulsor utilizado, e seu peso elevado (cerca de 40kg), a fixação do propulsor deveria garantir o alinhamento do eixo longitudinal do propulsor durante o seu funcionamento e permitir a liberdade de movimento longitudinalmente, de modo a transferir os esforços à célula de carga.

Duas tentativas foram utilizadas para garantir a liberdade de movimentos ao propulsor e seu alinhamento. Na primeira tentativa foi utilizado um suporte robusto deslizante sobre trilhos (Figura 3.17), porém desta forma não foi obtido sucesso no momento de transmitir o empuxo, visto que o sistema possuía uma massa muito elevada e o empuxo produzido pelo propulsor não seria suficiente para vencer o coeficiente de atrito estático deste sistema.

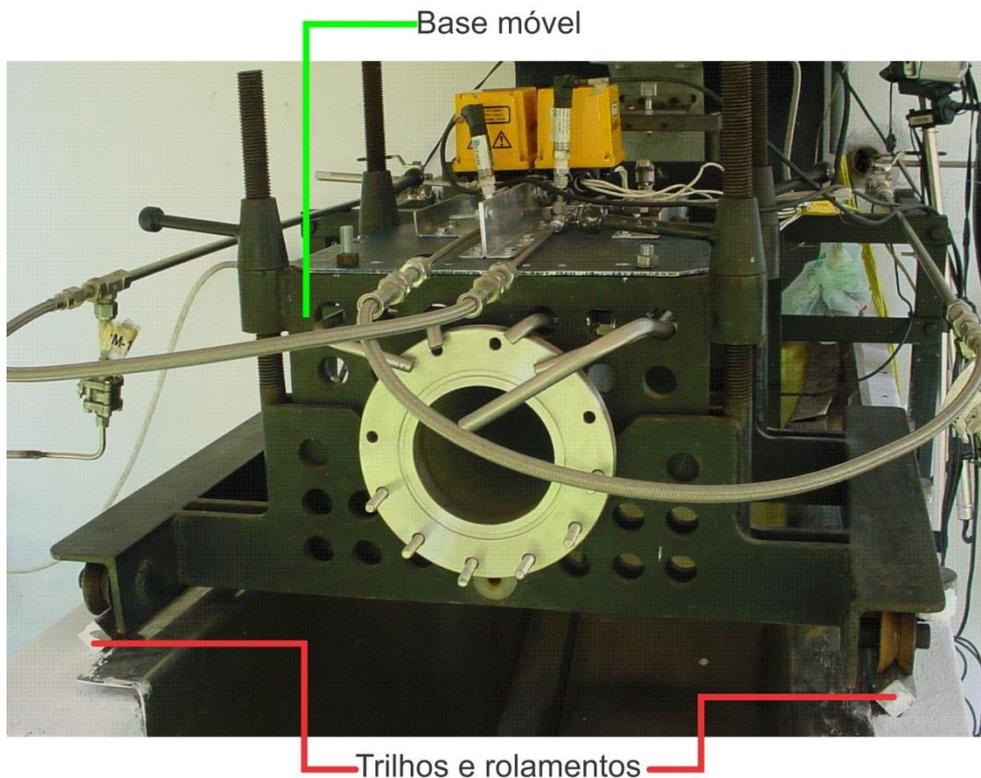


Figura3.17 - Fixação deslizante do propulsor.

Para obtenção da curva de empuxo é necessária uma montagem que garanta sensibilidade de movimentação ao propulsor e uma pré-carga ao sistema.

Deve-se efetuar o balanceamento de forças na célula de carga, permitindo o retorno do sistema ao seu estado inicial com o cessar do empuxo produzido pelo propulsor. A Figura 3.18 exemplifica o balanço de forças na célula de carga.

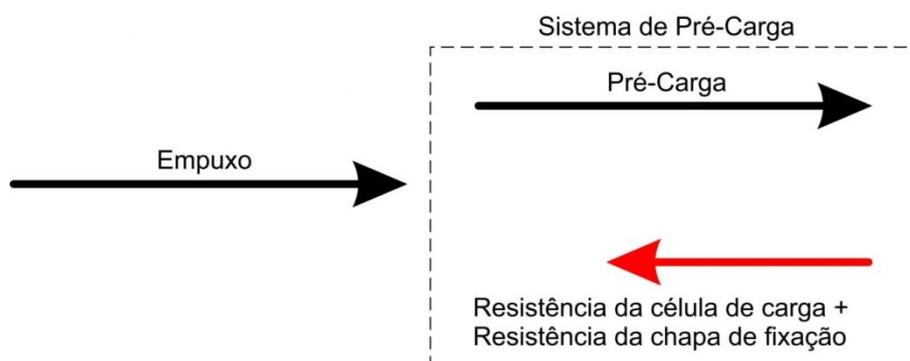


Figura 3.18 - Forças na célula de carga.

O sistema de pré-carga aplica uma força no mesmo sentido do empuxo e uma força no sentido oposto. A força de sentido oposto ao empuxo garante o retorno do sistema à sua posição de repouso. Essa força é composta pelo esforço da resistência do material da célula de carga que tende a voltar à sua posição de repouso quando não há nenhum esforço aplicado, a outra componente desta força, de sentido oposto ao empuxo, é a componente criada pela resistência do material da chapa de fixação que tende a voltar à sua posição de repouso.

A soma das forças do sistema de pré-carga possui um ponto de equilíbrio, definido como o ponto zero no eixo dos esforços (eixo y). Isso garante que o sistema possa ser deslocado em dois sentidos diferentes sobre o seu eixo longitudinal de acordo com a força externa aplicada ao sistema de pré-carga (empuxo).

Quando o propulsor é acionado o empuxo produzido age sobre o sistema de pré-carga em equilíbrio e têm seu valor registrado. As variações positivas e negativas do empuxo são registradas pelo sistema, pois a tendência do sistema de pré-carga de retorno ao seu ponto de equilíbrio permite que os decréscimos do empuxo também tenham influência sobre os deslocamentos do sistema.

A pré-carga do sistema foi produzida por uma massa de aproximadamente 4,8 kg cuja força peso produzida foi transmitida ao eixo longitudinal do propulsor através de um cabo de aço de aproximadamente 1 mm de diâmetro. A força peso produzida pela massa utilizada foi transmitida ao propulsor através de uma roldana. Para aumentar a sensibilidade do sistema e diminuir a interferência do atrito produzido pela ação da força transmitida pelo cabo de aço sobre a roldana foi utilizado um rolamento esférico de 40 mm de diâmetro externo instalado no eixo da roldana.

O cabo de aço foi instalado de maneira a formar um ângulo de 90° com o eixo vertical formado pela massa de pré-carga, com a finalidade de evitar a

inclinação do vetor de pré-carga sobre o eixo central da célula de carga e, assim, adicionar imprecisão ao sistema de medição. A Figura 3.19 apresenta um esquema que exemplifica a montagem do sistema de pré-carga.

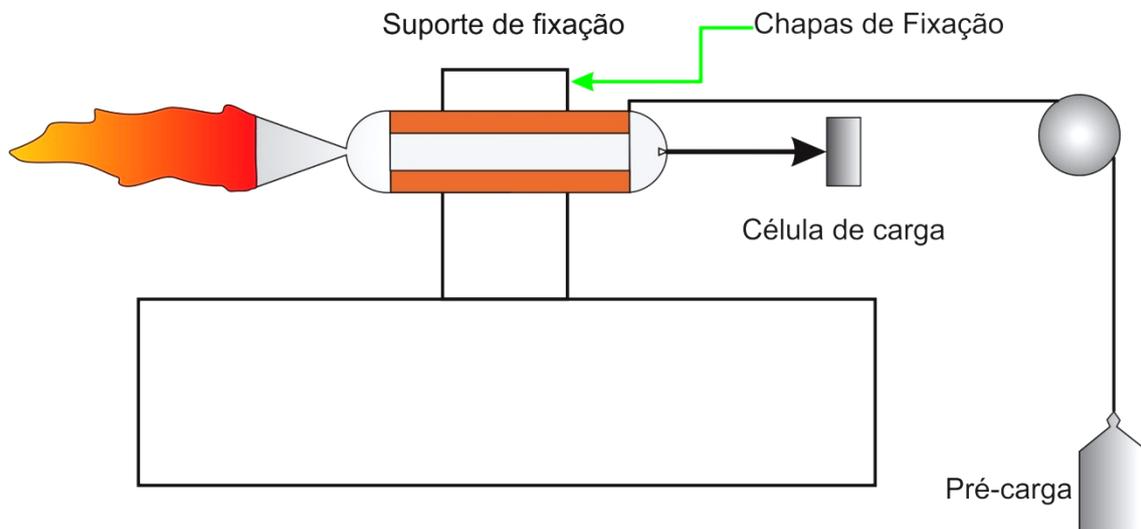


Figura 3.19 - Sistema de pré-carga.

Na segunda tentativa de fixação o propulsor foi suspenso em um suporte de aço carbono que garantiu o alinhamento do eixo longitudinal do propulsor com o centro da célula de carga durante o seu funcionamento. Duas chapas de aço temperado nas dimensões de 120mm x 150mm x 1mm foram utilizadas para a fixação do propulsor em seu suporte. Estas chapas foram dimensionadas de forma a proporcionar sensibilidade de transferência de carga à célula de carga, e ainda assim garantir que o propulsor mantivesse seu alinhamento durante os testes.

Com a finalidade de garantir o alinhamento do propulsor com o eixo horizontal evitar deformações nas chapas de fixação o centro de massa do propulsor foi posicionado de forma a coincidir com o ponto médio da distância entre as chapas de fixação (Figura 3.20).

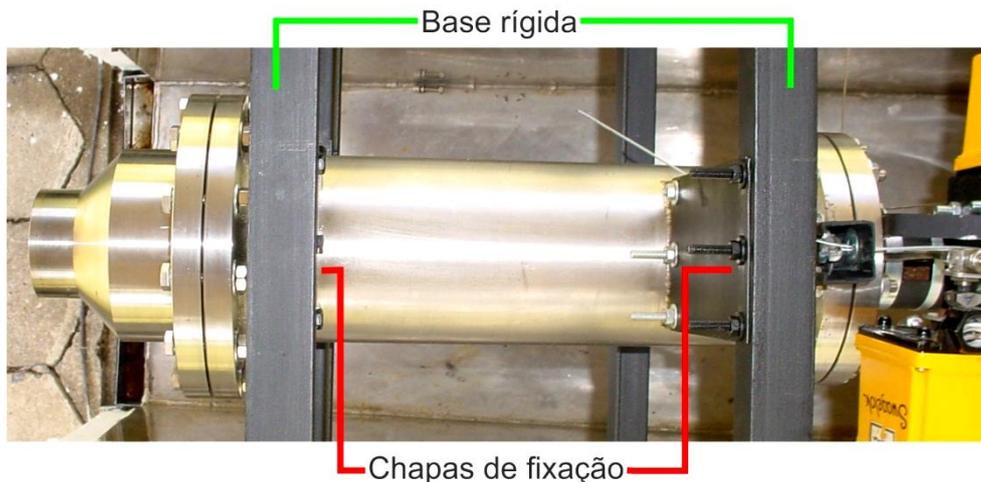


Figura 3.20- Fixação do propulsor.

3.7. Testes de ignição

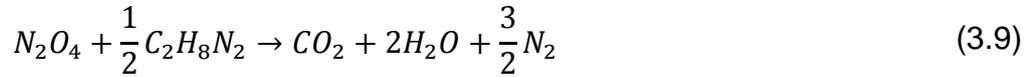
Um aspecto muito importante nos propulsores híbridos é o seu sistema de ignição. Comumente são utilizados polímeros, ceras ou borrachas como grão propelente em sistemas híbridos, nestes casos injetar oxidante sobre o grão combustível não é suficiente para dar início à combustão do sistema, a não ser que o par propelente seja um par hipergólico, desta forma deve-se utilizar algum artifício externo para iniciar o processo de combustão. Os sistemas de ignição mais comuns incluem o uso de centelhas, dispositivos pirotécnicos ou a inserção de elementos que formem par hipergólico com o propelente líquido.

A solução adotada para este projeto foi a injeção de UDMH juntamente com o oxidante nos momentos iniciais de acionamento do propulsor, o UDMH foi injetado no sistema até iniciar o processo de combustão, pois UDMH e N_2O_4 formam um par hipergólico.

Para injeção de UDMH foi instalado um duto de injeção angular (Figura 3.3B) próximo ao furo de saída do injetor, instalado de forma que o UDMH incidisse no centro da porta de combustão e se misturasse com o tetróxido de nitrogênio.

A combustão entre o tetróxido de nitrogênio e a hidrazina pode formar uma imensa variedade de produtos.

Considerando a reação estequiométrica ideal, com a formação apenas de CO₂, H₂O e N₂, tem-se a seguinte reação:



Para descobrir a relação entre as vazões em massa necessárias para o caso estequiométrico ideal contabilizaram-se as massas molares dos reagentes para a reação estequiométrica. Com isto tem-se:

N_2O_4	$\frac{1}{2}C_2H_8N_2$
$N_2 = 2 \times 14 \text{ g/mol}$	$\frac{1}{2}C_2 = 1 \times 12 \text{ g/mol}$
$O_4 = 4 \times 16 \text{ g/mol}$	$\frac{1}{2}H_8 = 4 \times 1 \text{ g/mol}$
	$\frac{1}{2}N_2 = 1 \times 14 \text{ g/mol}$
92g	30g

O injetor de UDMH foi projetado de acordo com a proporção de 1g de UDMH para cada 3,07g tetróxido de nitrogênio. A Figura 3.21 apresenta a curva de calibração do injetor de UDMH.

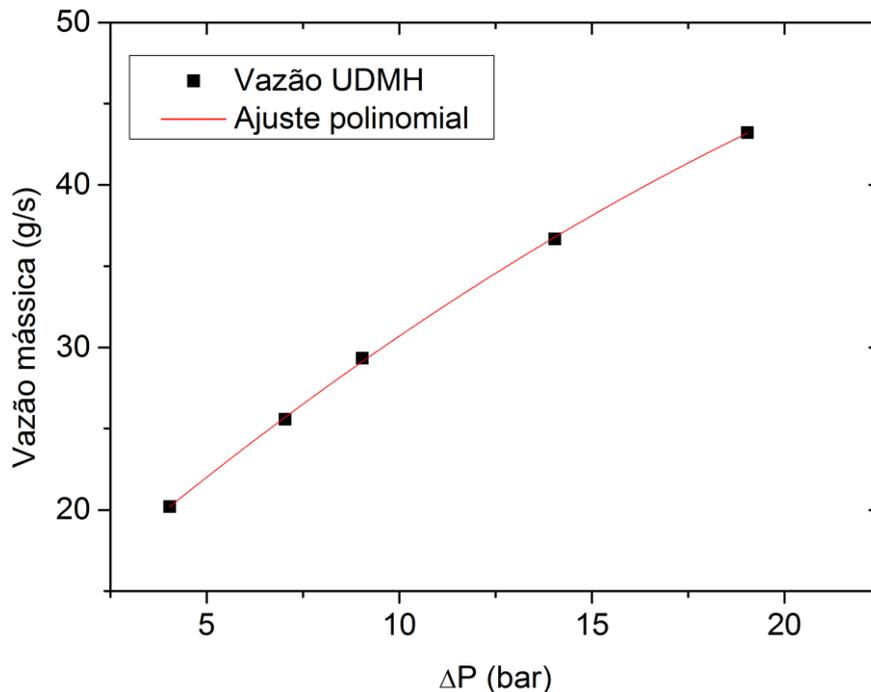


Figura3.21- Curva de calibração do injetor de UDMH.

Como mencionado anteriormente as eletroválvulas utilizadas no final da linha de oxidante e combustível (sistema de ignição) possuem um tempo de abertura e fechamento específicos.

O injetor de oxidante apresenta uma câmara de preenchimento para alimentar os canais de entrada e a câmara de vórtice do injetor.

O sistema de alimentação do UDMH é composto por um tubo de 1/4" com um furo de saída de 1mm.

Devido às diferenças geométricas entre o injetor de tetróxido de nitrogênio e o sistema de injeção de UDMH o tempo decorrido entre a passagem dos fluídos pela eletroválvula e a chegada na pré-câmara de combustão é diferente.

De acordo com as curvas de pressão do tetróxido de nitrogênio e do UDMH pode-se observar que o tempo entre a abertura da válvula e o desenvolvimento do escoamento pelo injetor é diferente nas duas linhas de alimentação. A linha de alimentação de tetróxido de nitrogênio possui um atraso de

aproximadamente 0,6 segundos em relação à linha de alimentação de UDMH (Figura 3.22). Na linha de UDMH pode-se perceber que o tempo entre o início do acionamento da válvula de entrada na pré-câmara de combustão é de aproximadamente 0,4 segundos, no caso da linha de tetróxido de nitrogênio este tempo é de aproximadamente 1 segundo, explicando assim os 0,6 segundos de atraso necessários para a linha de tetróxido de nitrogênio. Este atraso se faz necessário para que ambos os componentes da ignição cheguem ao mesmo tempo na pré-câmara de combustão, evitando assim o acúmulo de UDMH na pré-câmara antes da injeção de tetróxido.

O atraso de 0,6 segundos pode ser confirmado pela Figura 3.23, onde podem ser conferidos os tempos ajustados analisando os comandos de válvula da linha de tetróxido e de hidrazina. É importante ressaltar na Figura 3.23 que o eixo y não possui nenhum significado físico visto que os sinais dos comandos das válvulas foram desacoplados no eixo Y com a finalidade de melhorar a visualização dos dados, além do mais foram plotadas duas grandezas diferentes e independentes (pressão e sinal elétrico). Sua finalidade é somente a análise da linha temporal dos eventos.

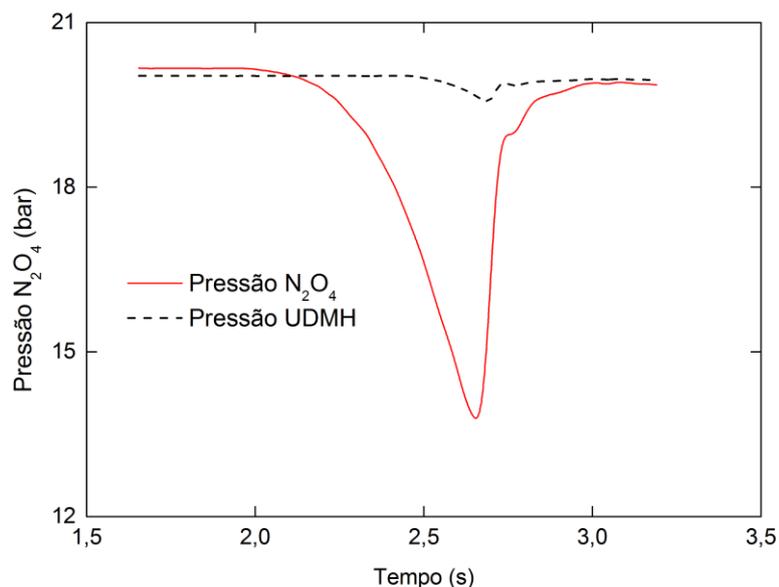


Figura3.22 - Tempos de acionamento das válvulas.

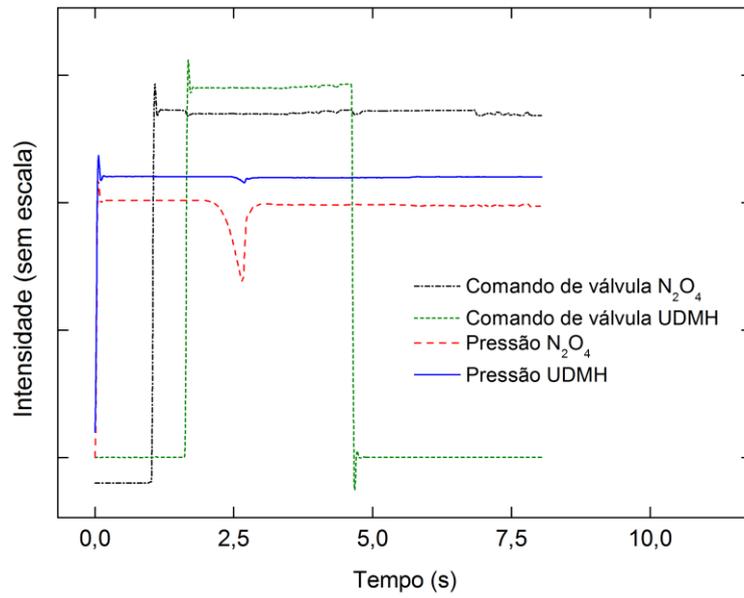


Figura3.23 - Tempos de acionamento das válvulas x comando.

4 RESULTADOS E DISCUSSÕES

Este Capítulo apresenta os resultados obtidos e discussão dos mesmos. Inicialmente são apresentados os testes de ignição e aspectos da fixação do propulsor. Em seguida são mostradas as curvas de empuxo, pressão, vazão e temperaturas realizadas em alguns testes e as medidas das taxas de regressão do grão propelente.

4.1. Ignição

Os testes de ignição foram realizados em duas etapas. Na primeira etapa foram realizados 4 testes sem grão propelente e sem tubeira. O grão propelente e a tubeira foram retirados com a finalidade de evitar acúmulo de propelentes caso não ocorresse ignição, e com isso evitar acidentes.

Em um primeiro instante foram realizados testes com oxidante nas pressões de 5, 10, 15 e 20 bar, enquanto que a pressão de UDMH foi mantida em uma pressão mínima de 5 bar. Estas pressões foram definidas de acordo com as curvas de calibração dos injetores, na tentativa de manter a relação estequiométrica estabelecida. Como pode ser notado pelas curvas de calibração o sistema de injeção de UDMH (Figura 3.23) possui vazões elevadas, desta forma sua pressão foi mantida em 5 bar.

Como o grão combustível não foi utilizado nos primeiros testes a pressão na saída do injetor era a pressão atmosférica local (cerca de 0,96 bar). A ignição ocorreu satisfatoriamente em todos os testes, realizados com aproximadamente 2s de exposição entre o tetróxido de nitrogênio e o UDMH.

Em uma segunda etapa foi utilizada a configuração completa do propulsor. Foram realizados 5 testes com a finalidade de estabelecer os parâmetros de ignição para o par propelente tetróxido de nitrogênio e polietileno de alta densidade. A Tabela 4.1 apresenta os resultados e os parâmetros destes testes.

Tabela 4.1 – Segunda fase dos testes de ignição.'

Teste	Pressão de entrada de Oxidante (bar)	Pressão de entrada de UDMH (bar)	Tempo de teste (s)	Ignição
1	10,09	5,28	6	Não ocorreu
2	10,00	5,03	4	Não ocorreu
3	9,75	10,00	13	Satisfatória
4	14,07	14,70	13	Satisfatória
5	19,08	19,30	13	Satisfatória

Pela Tabela 4.1 pode-se perceber que não ocorreu ignição nos testes 1 e 2. Quando testes semelhantes foram realizados sem a inserção do grão propelente e montagem da tubeira estas condições iniciais de pressão foram suficientes para a ignição do sistema, porém não permitiram estabelecer a combustão com a inserção do grão propelente.

Ao analisar os vídeos e as vazões de UDMH e N_2O_4 constatou-se que as válvulas das duas linhas de alimentação apresentaram comportamento normal e que as vazões de UDMH estavam anormais. As vazões apresentadas pelo sistema de injeção de UDMH estavam muito abaixo do esperado para as condições iniciais, porém sua válvula funcionou como o esperado, com isto, conclui-se que a pressão de injeção de tetróxido de nitrogênio influenciava o fluxo de UDMH por estar muito mais elevada que a pressão de injeção de UDMH na saída do injetor. De acordo com esta conclusão a solução adotada foi igualar as pressões de entrada de tetróxido e UDMH.

O tempo do comando de abertura da válvula de UDMH foi fixado em 3 segundos para todos os testes posteriores, inclusive nos testes de ignição. As válvulas esféricas possuem como característica construtiva alternar entre os estados aberto e fechado a cada meia volta da válvula. Os 3 segundos ajustados para o comando válvula resultaram em um tempo de abertura de 2,4 segundos, no qual a válvula permitia a passagem de UDMH durante os testes realizados.

4.2. Fixação do propulsor

Foram testados dois diferentes sistemas de fixação do propulsor para medida do empuxo, conforme mostra a Figura 4.1.

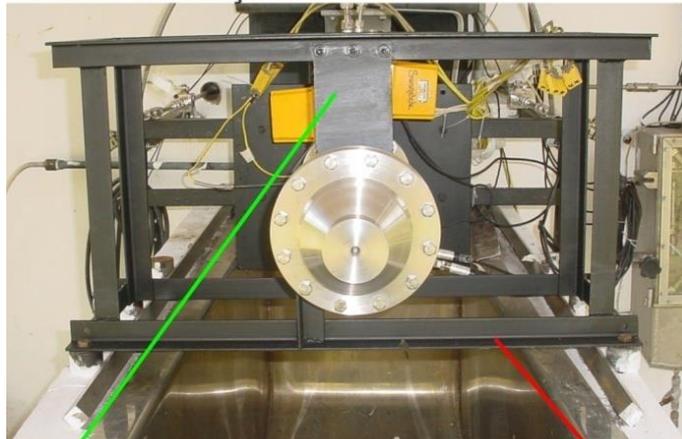
Sistema de fixação 1



Base de fixação móvel

Trilhos para movimentação

Sistema de fixação 2



Chapas flexíveis de fixação

Base fixa

Figura 4.1 - Sistemas de fixação testados.

Após a utilização dos dois métodos de fixação pudemos comparar as curvas de empuxo obtidas. Pela Figura 4.2 é possível constatar a ineficiência do sistema de fixação montado sobre trilhos, usando rolamentos. Devido às forças de atrito o sistema de fixação 1 não funcionou corretamente, pois com os altos

valores iniciais de pré-carga a célula de carga não apresentou força suficiente para se opor a pré-carga do sistema. Quando o teste iniciou as variações do empuxo e as vibrações do sistema permitiram que a força gerada pela deformação elástica da célula de carga pudesse se sobressair sobre as cargas estáticas, porém não permitiam sensibilidade suficiente ao sistema para que houvesse os deslocamentos necessários em ambos os sentidos, desta forma somente os esforços da célula de carga tinham efeito sobre o sistema, fazendo com que a curva de empuxo decaísse a cada instante, até mesmo para valores abaixo de zero.

Comparando-se as Figuras 4.2 com as figuras 4.3 pode-se perceber a grande influência do sistema de fixação do propulsor sobre o registro da curva de empuxo. Fica evidente que o sistema de fixação 2 apresentado na Figura 4.1, além de permitir a fixação e alinhamento do sistema introduz pouco desvio a curva de empuxo, isto pode ser verificado quando comparamos a curva da pressão da pré-câmara com a curva de empuxo. Em um bom sistema de fixação a curva de empuxo deve acompanhar a mesma tendência da pressão da pré-câmara.

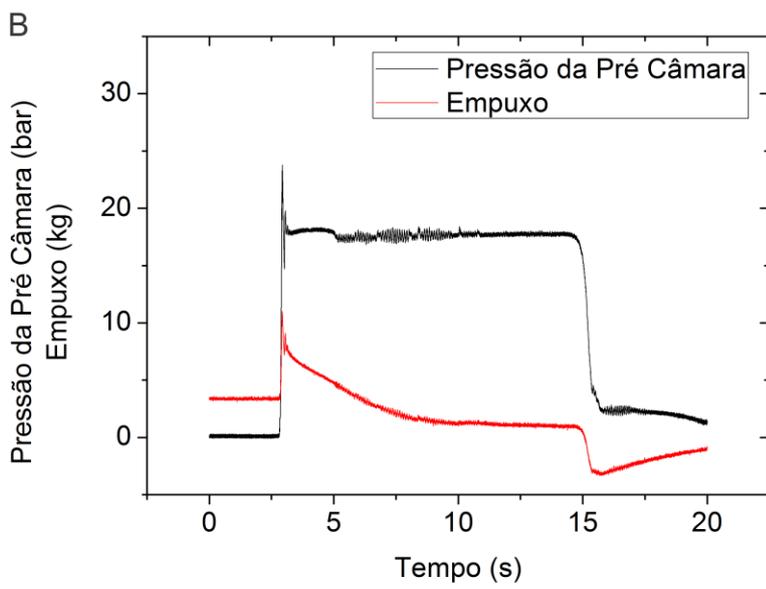
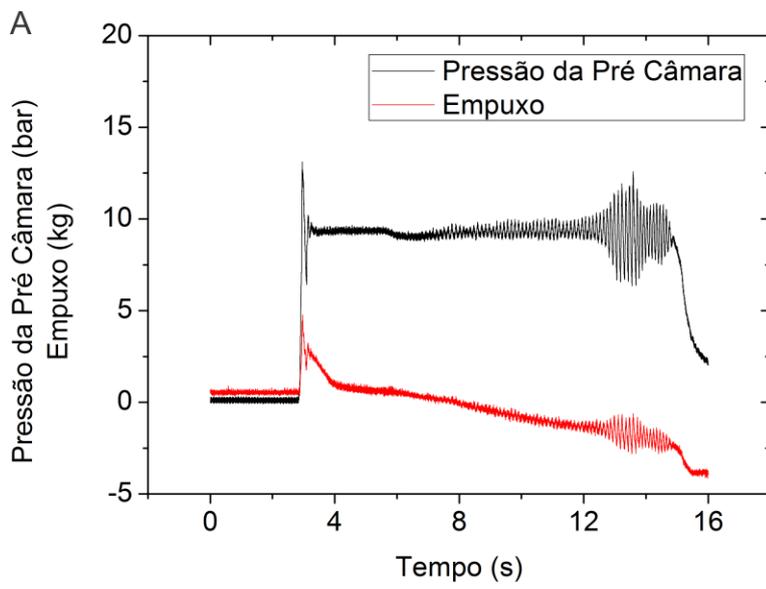


Figura 4.2 - Falhas no registro do empuxo.

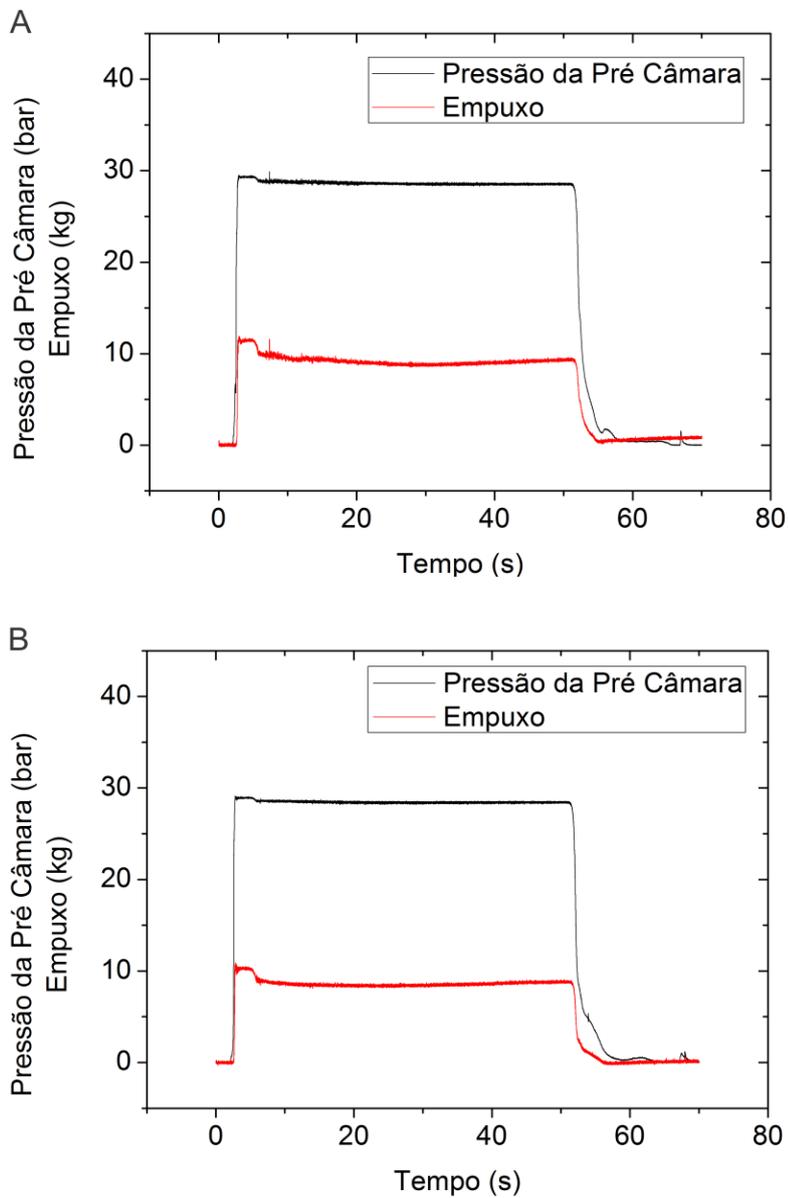


Figura 4.3 - Registros satisfatórios de empuxo.

4.3. Medidas Efetuadas

As Figuras 4.4 a 4.12 mostram curvas de empuxo, vazão, pressão e temperaturas obtidas em alguns dos testes realizados.

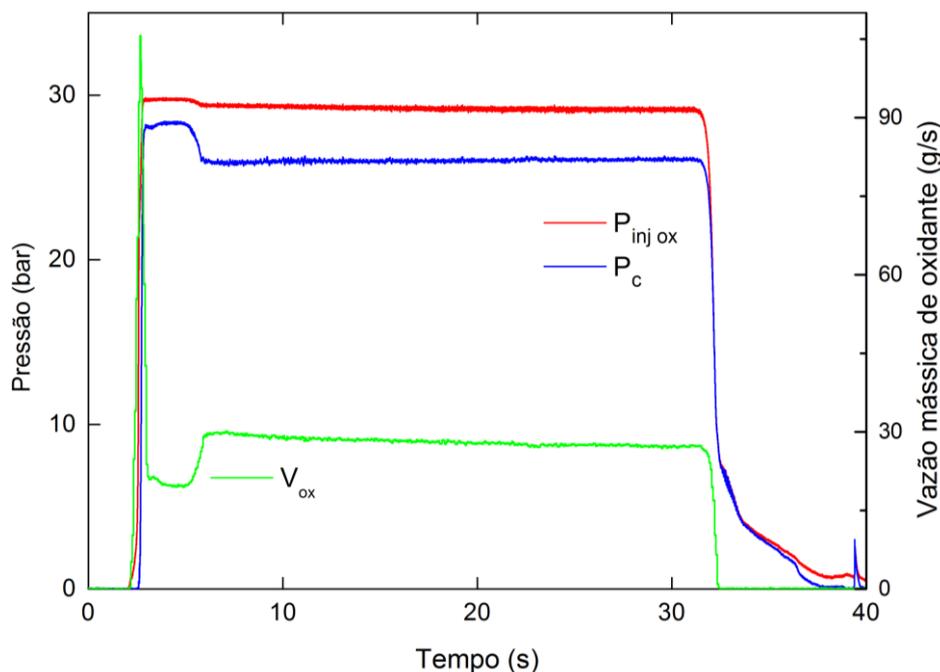


Figura 4.4 - Pressões e vazão mássica de oxidante para o teste 9.

Pode-se perceber na Figura 4.4 que aproximadamente 2s após o início do experimento NTO e UDMH entram em contato na pré-câmara e iniciam os processos de combustão, elevando a pressão da câmara de combustão. Nota-se em torno de 5s de experimento um pequeno decréscimo na pressão da câmara, isto é causado pelo corte de UDMH ao sistema de injeção, a partir deste momento NTO e HDPE a combustão entre o par propelente esta estabelecida e não se faz mais necessário a utilização de qualquer artifício externo para dar prosseguimento aos processos de combustão.

Percebe-se um aumento abrupto na vazão de NTO nos instantes iniciais do experimento. Isto ocorre no que segue após a abertura da válvula de oxidante até o preenchimento completo da câmara de preenchimento do injetor e a passagem do NTO pelo furo de saída.

Durante os instantes em que UDMH é injetado com NTO para iniciar os processos de combustão a vazão do oxidante é ligeiramente inferior à sua vazão média. Isto ocorre devido à pressão mais elevada durante a injeção de UDMH, e conseqüentemente a pressão na saída do injetor.

Estes Comportamentos são observados também nas Figuras 4.7 e 4.10.

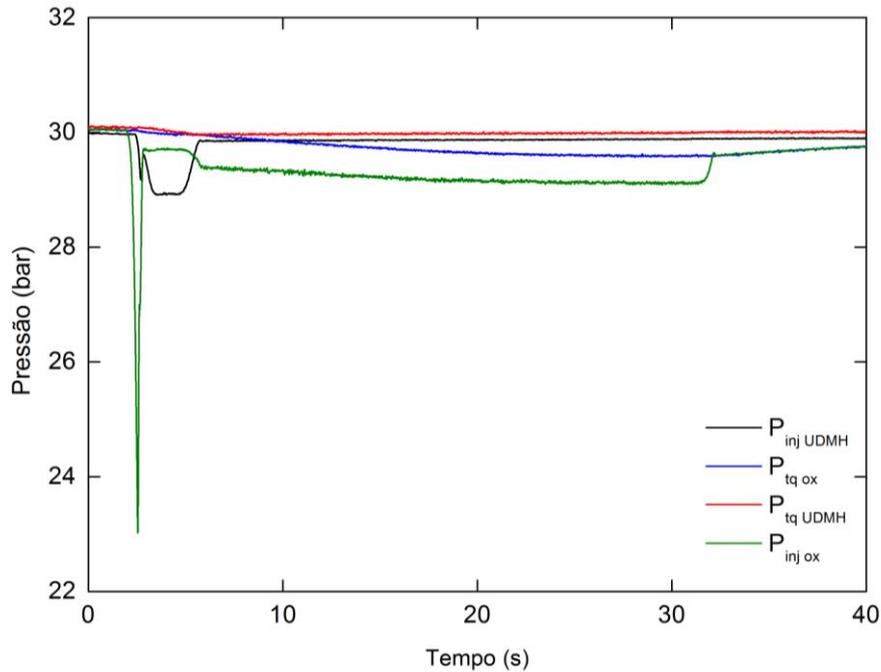


Figura 4.5 - Pressões nos tanques para o teste 9.

Observa-se nas Figuras 4.5, 4.8 e 4.11 um decréscimo na pressão de injeção de UDMH, isto ocorre no momento da abertura da válvula de alimentação de UDMH. O transdutor de pressão de UDMH foi instalado na entrada da válvula. A queda da pressão da linha de alimentação de UDMH ($P_{inj\ UDMH}$) identifica o instante de injeção de UDMH. A pressão constante da linha de injeção de UDMH ocorre devido posicionamento do transdutor de pressão e indica que não há vazão de UDMH.

As Figuras 4.6, 4.9 e 4.12 apresentam as curvas de empuxo do sistema e as pressões na câmara de combustão. Através destas imagens pode-se observar que não houve variação significativa da pressão da câmara, embora o empuxo tenha aumentado levemente.

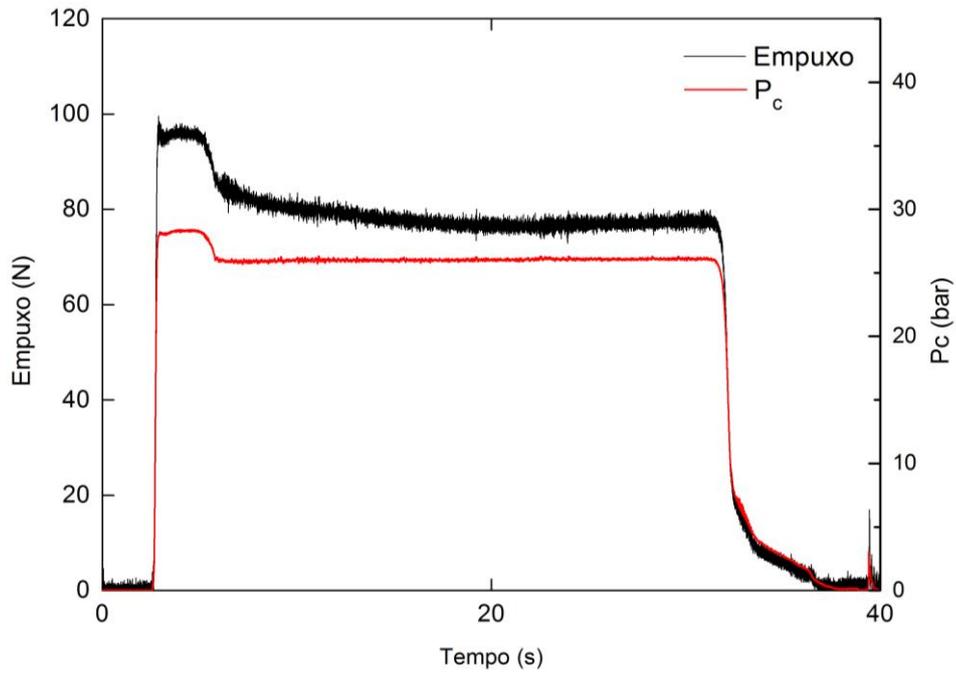


Figura 4.6 - Empuxo e pressão na câmara para o teste 9.

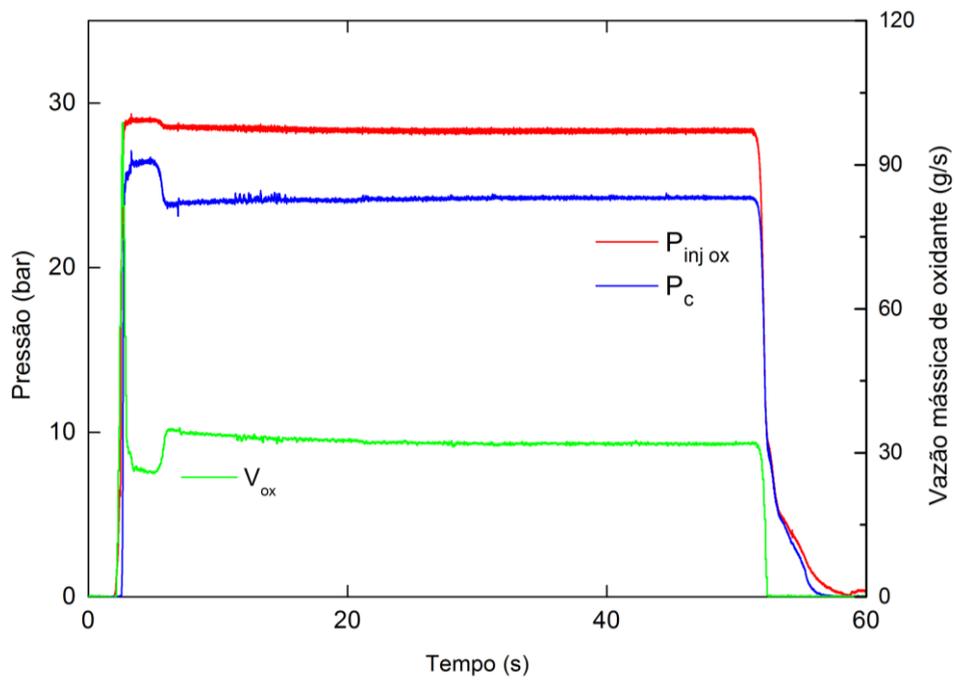


Figura 4.7 - Pressões e vazão mássica de oxidante para o teste 12.

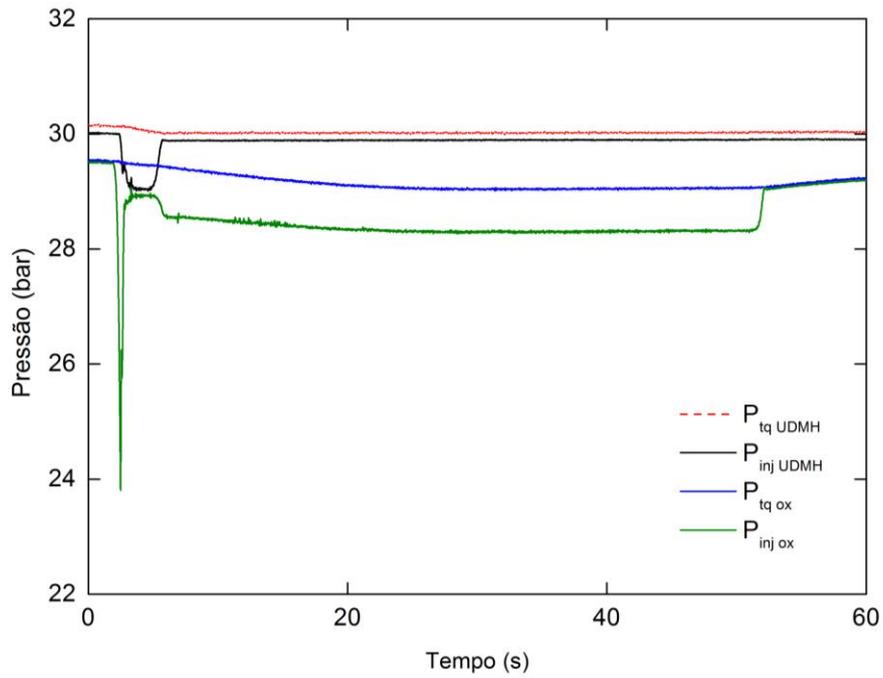


Figura 4.8 - Pressões nos tanques para o teste 12.

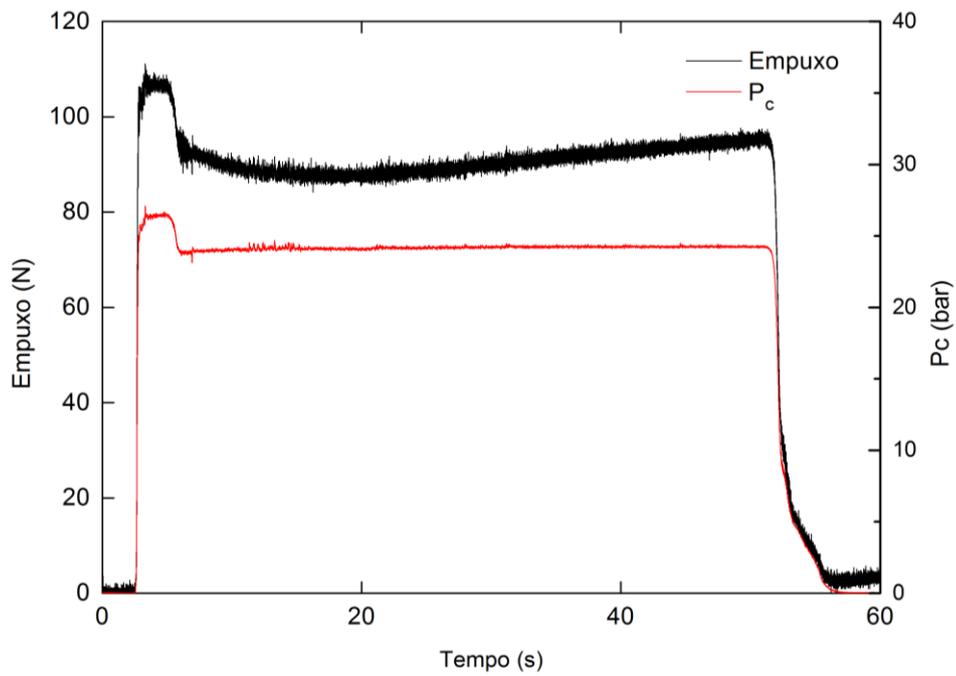


Figura 4.9 - Empuxo e pressão na câmara para o teste 12.

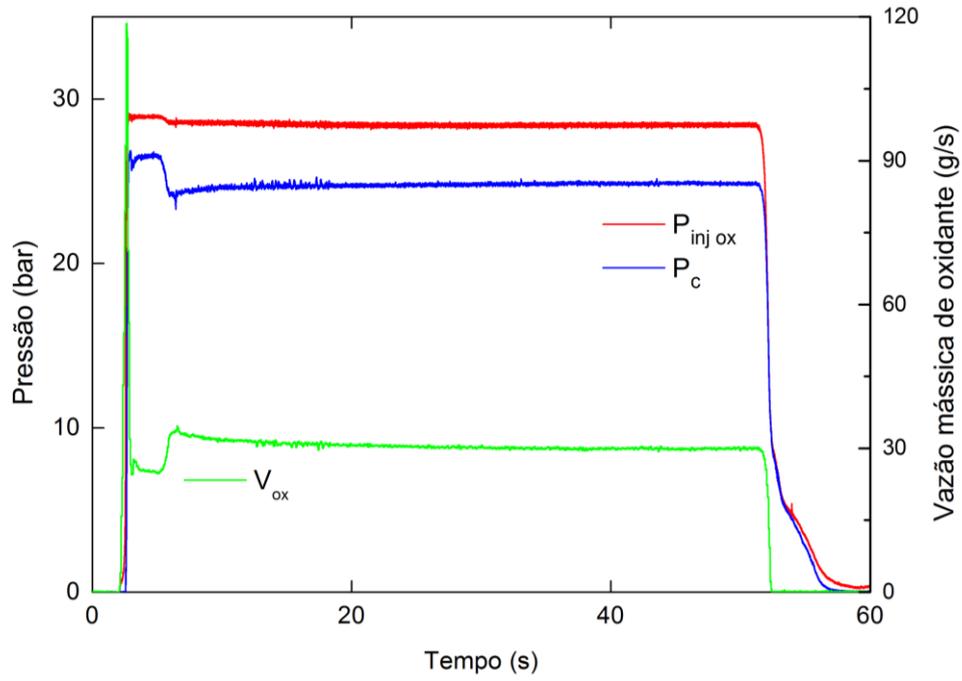


Figura 4.10 - Pressões e vazão mássica de oxidante para o teste 13.

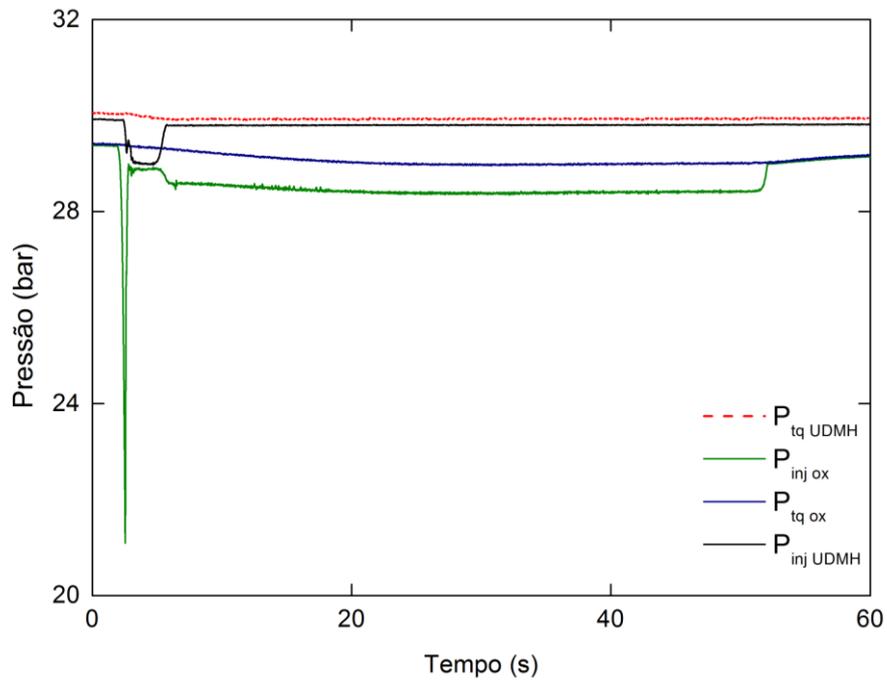


Figura 4.11 - Pressões nos tanques para o teste 13.

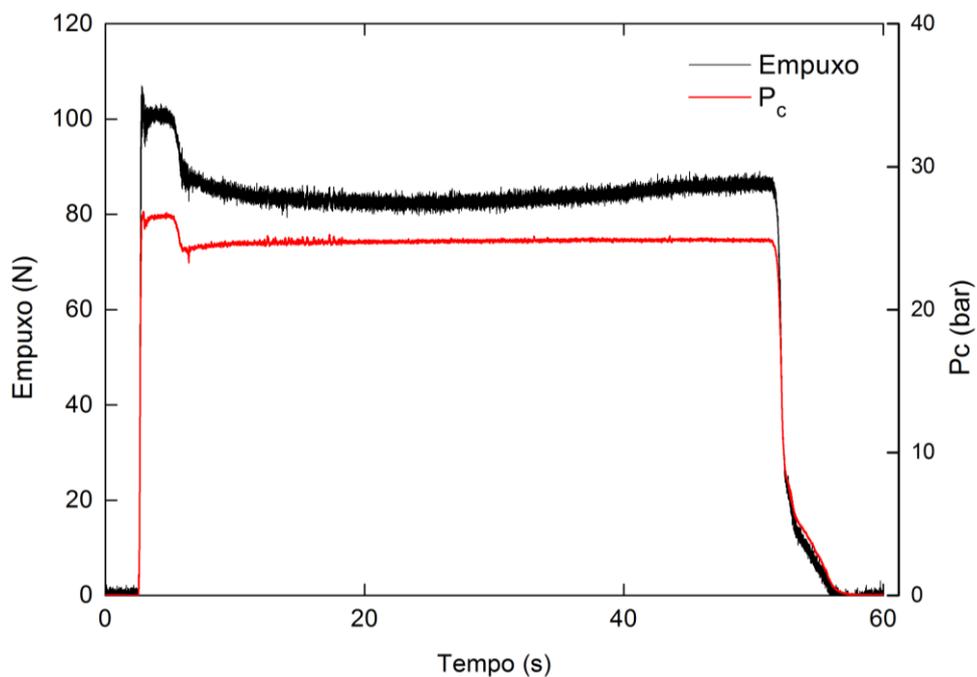


Figura 4.12 - Empuxo e pressão na câmara para o teste 13.

A Figura 4.13 mostra as curvas de temperatura referentes aos testes 9 e 13. A curva de temperatura do teste 12 não foi retratada nesta figura pois durante a realização deste experimento o limite operacional do termopar instalado na pré-câmara foi excedido, o que ocasionou a perda de integridade do termopar. As medidas de temperatura da figura 4.13 foram realizadas na pré-câmara de combustão.

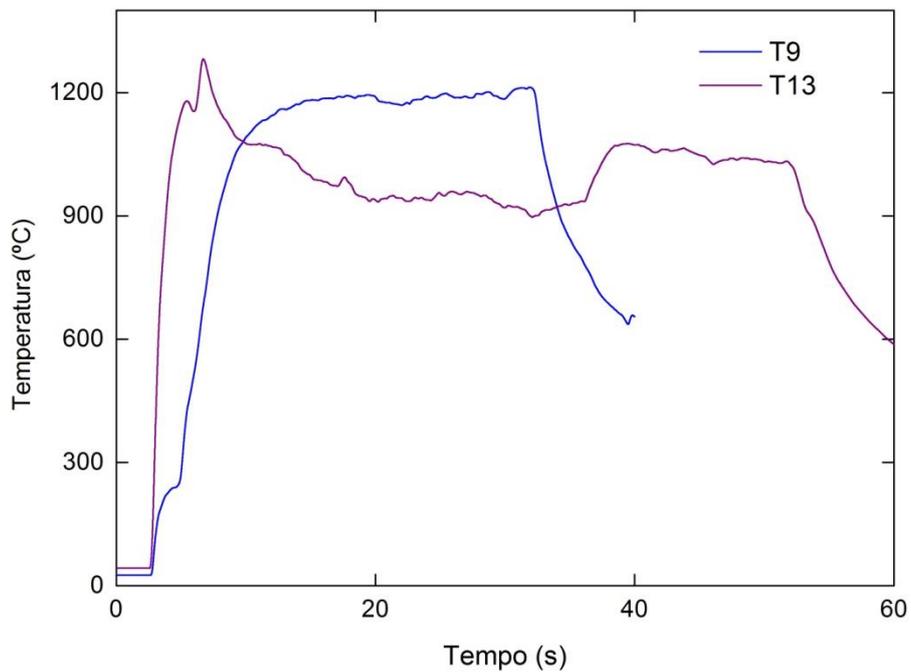


Figura 4.13 - Temperaturas registradas para os testes 9 e 13.

As Figuras 4.14 a 4.19 mostram curvas de I_{sp} e C^* obtidas.

Pode-se observar pelas figuras 4.15, 4.17 e 4.19 que o impulso específico médio dos testes 9, 12 e 13 situa-se na faixa entre 195 e 210s.

Os valores médios da velocidade característica dos testes apresentados são próximos a 1700 m/s para o teste 12 e 1800 m/s para o teste 13, enquanto a velocidade característica no teste 9 situa-se próxima aos 2000 m/s.

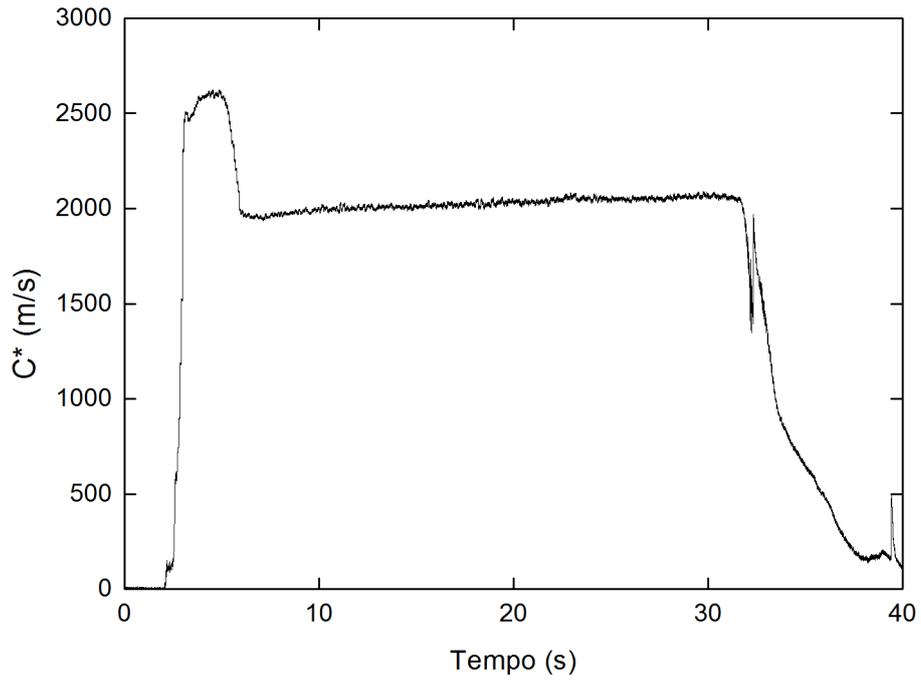


Figura 4.14 - Velocidade característica para o teste 9.

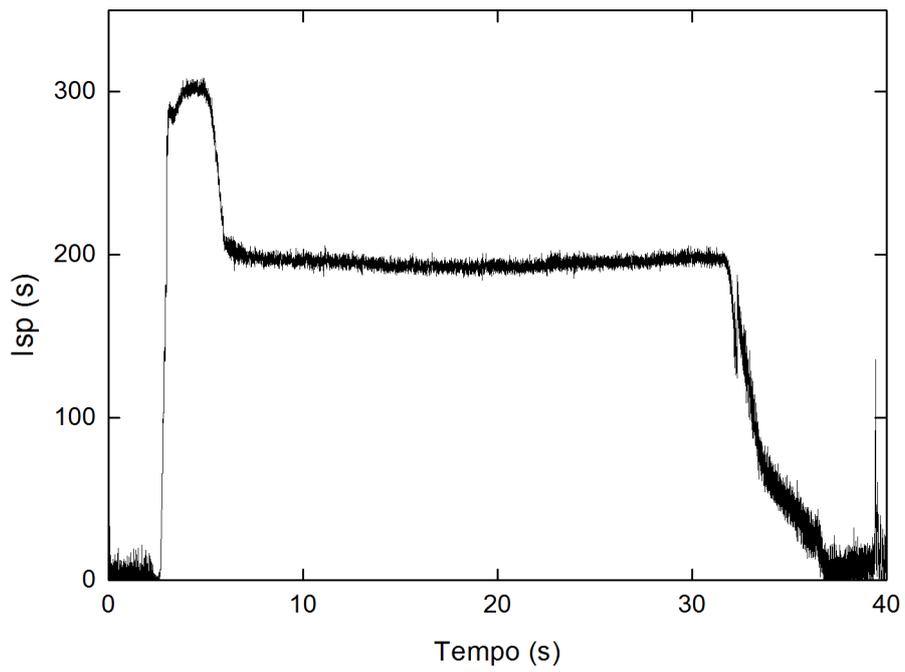


Figura 4.15 - Impulso específico para o teste 9.

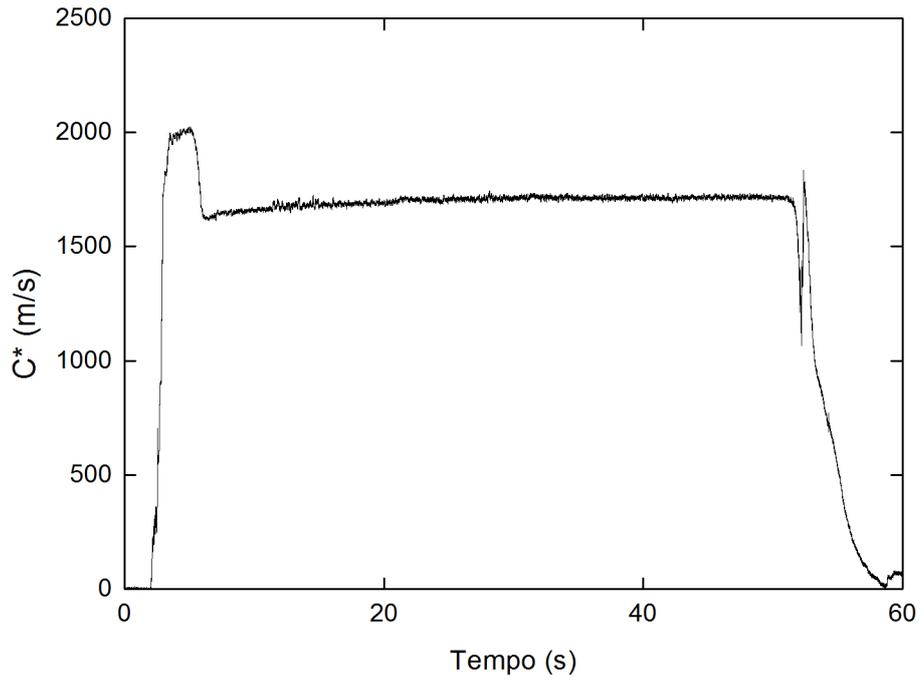


Figura 4.16 - Velocidade característica para o teste 12.

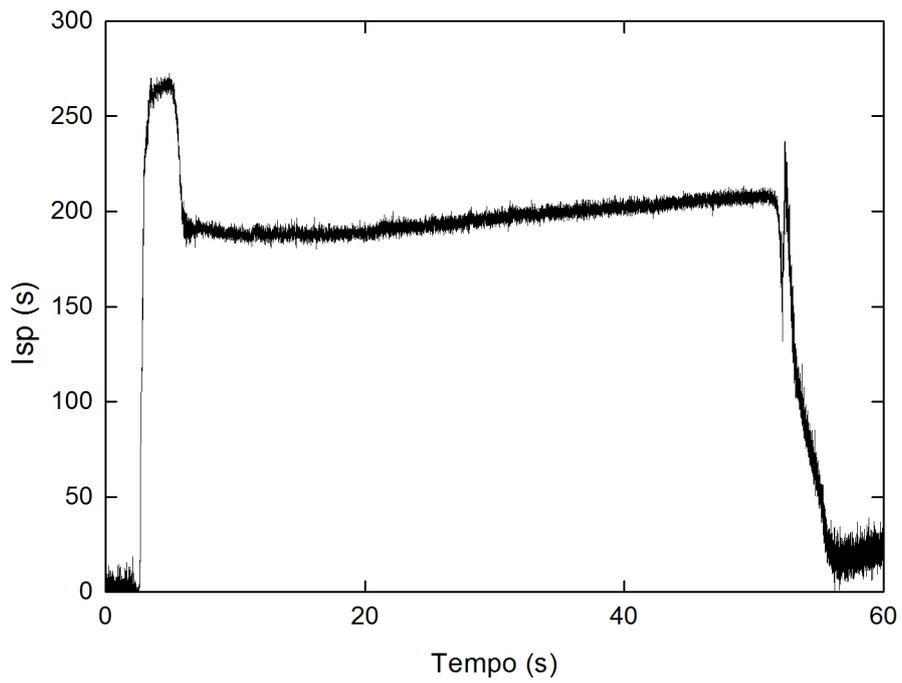


Figura 4.17 - Impulso específico para o teste 12.

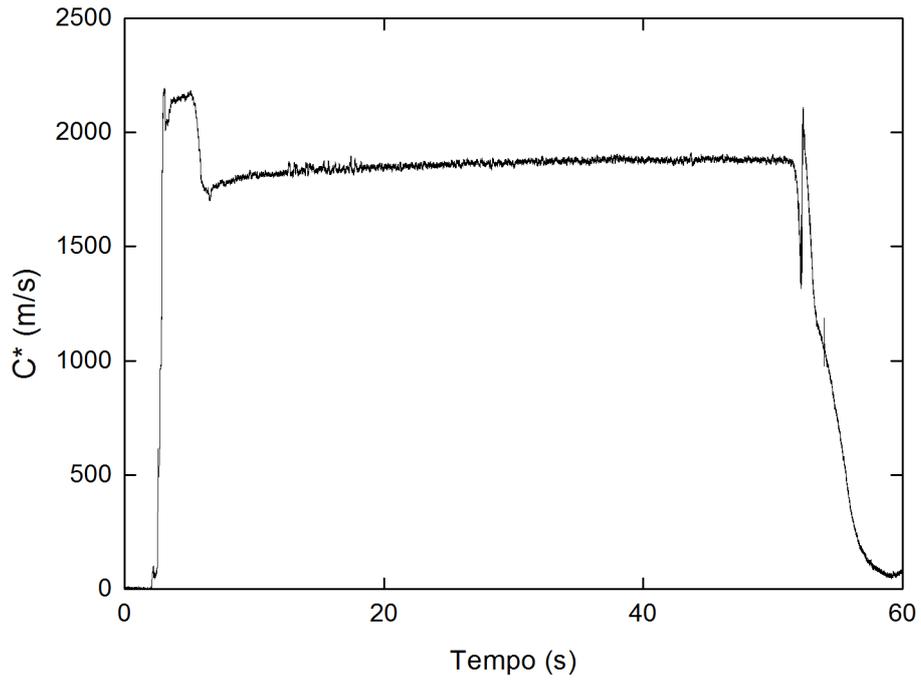


Figura 4.18 - Velocidade característica para o teste 13.

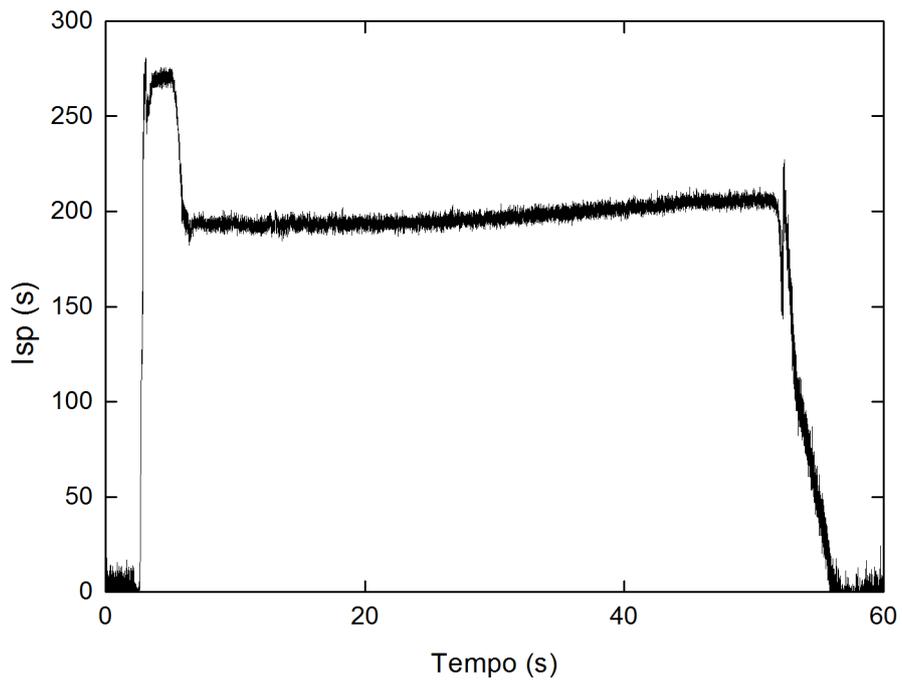


Figura 4.19 - Impulso específico para o teste 13.

As Figuras 4.20e 4.21 mostram curvas de O/F x tempo obtidas experimentalmente.

Para a construção destas curvas foi considerada a curva de vazão de oxidante e o valor médio da vazão de combustível, obtido pela divisão da massa de combustível consumida pelo seu respectivo tempo de teste.

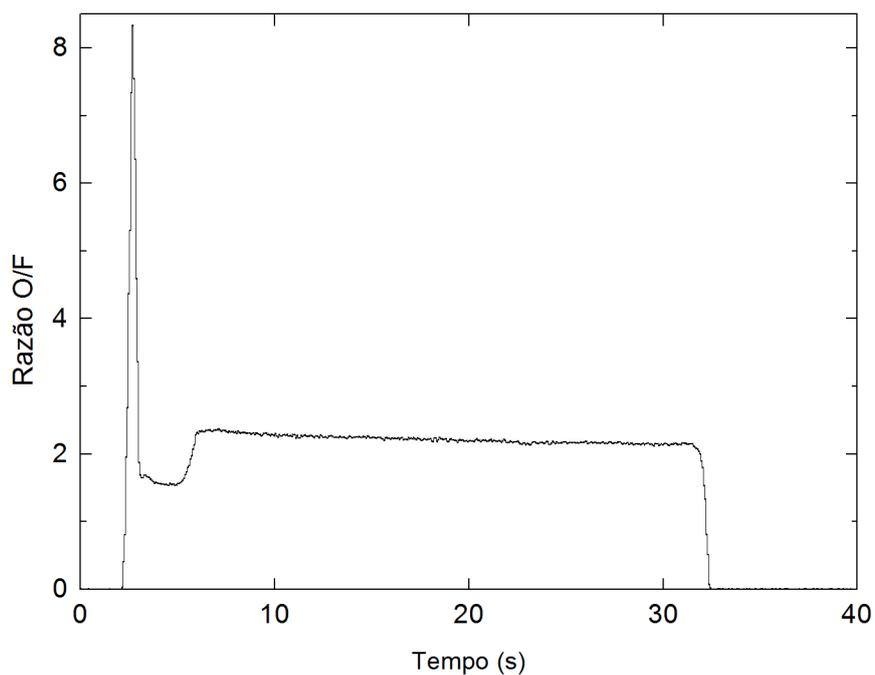


Figura 4.20 - Razão O/F para o teste 9.

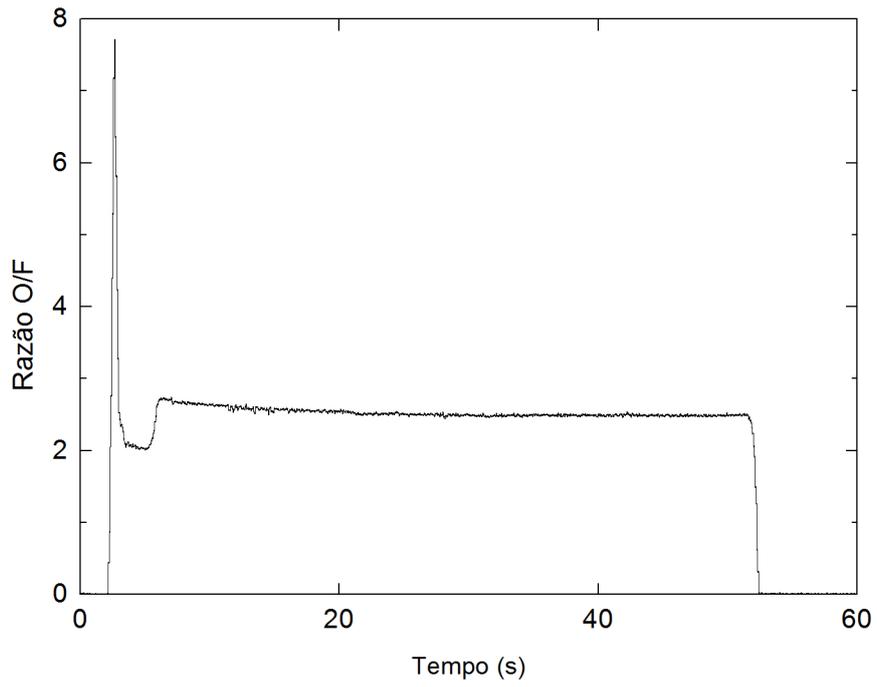


Figura 4.21 - Razão O/F para o teste 12.

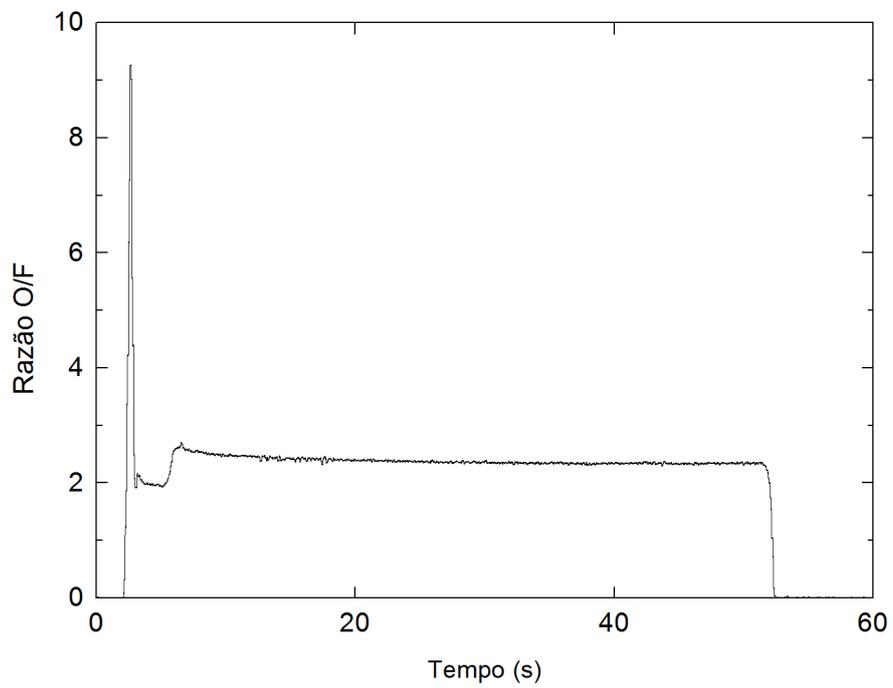


Figura 4.22 - Razão O/F para o teste 13.

4.4. Avaliação da taxa de regressão

A avaliação da taxa de regressão foi realizada mediante 13 testes realizados utilizando quatro grãos propelentes de polietileno. Os testes foram realizados com durações de 15, 30 e 50 segundos. A avaliação da taxa de regressão foi feita medindo-se a massa do grão propelente antes e depois dos disparos.

A Figura 4.23 mostra fotos das metades de um grão combustível após vários disparos do propulsor.



Figura 4.23 - Grão propelente queimado em corte.

Nota-se que na região esquerda da Figura 4.23, correspondente à entrada da porta do grão, onde ocorre a injeção de oxidante, o consumo do propelente sólido é muito maior do que nas seções posteriores do grão de polietileno. O fator predominante para a grande diferença de consumo no início do grão foi o uso de um injetor centrífugo. Este tipo de injetor produz um jato de oxidante líquido na forma de um cone oco, de modo que o oxidante incide diretamente sobre a parte inicial do grão propelente, causando uma queima mais intensa e uma maior taxa de consumo do grão. Conseqüentemente, a queima do propelente sólido naquela região é dominada pelo processo de convecção em vez do processo de difusão do oxidante.

A Tabela 4.2 apresenta as vazões de oxidante e combustível registrados durante a avaliação dos 13 testes.

Tabela 4.2 – Consumos de oxidante e combustível.

Grão	Teste	Tempo de teste (s)	Consumo de oxidante (g)	Combustível consumido (g)
1	1	15	341	140
1	3	15	319	160
1	5	30	697	400
1	7	30	631	340
2	2	15	356	200
2	4	15	329	140
2	6	30	642	340
2	8	30	739	380
2	9	30	849	380
3	10	50	1458	600
3	12	50	1628	740
4	11	50	1637	660
4	13	50	1542	640

A Tabela 4.3 apresenta os parâmetros utilizados durante os testes e o empuxo produzido.

Através das avaliações da massa de combustível consumida, os valores médios de volume e raio interno do grão propelente foram estimados.

O primeiro passo para obtenção da taxa de regressão foi o cálculo do volume médio do grão propelente por:

$$v = \frac{m}{d} \quad (4.1)$$

As respectivas dimensões do grão propelente são apresentadas na Figura 4.24.

Tabela 4.3 – Dados experimentais.

Grão	Teste	Pressão média da pré-câmara (bar)	Empuxo médio (N)
1	1	19,45	57
1	3	19,30	57
1	5	19,70	56
1	7	19,50	54
2	2	19,20	57
2	4	19,05	54
2	6	19,75	52
2	8	24,50	68
2	9	29,00	80
3	10	27,25	81
3	12	28,35	90
4	11	28,60	89
4	13	28,45	83

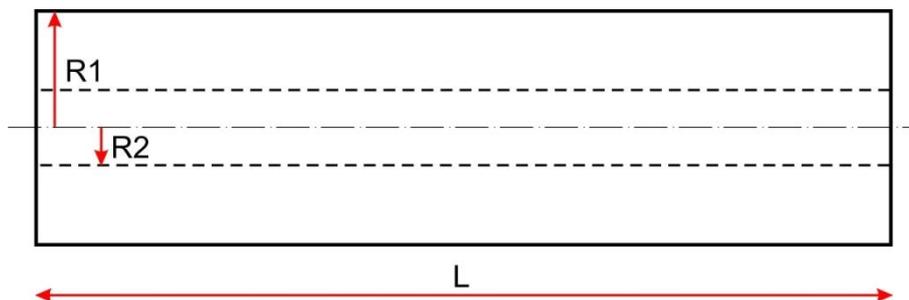


Figura 4.24 - Geometria do grão propelente.

Com a obtenção do volume médio o raio médio da porta de combustão pode ser calculado por:

$$R_2 = \sqrt{R_1^2 - \frac{v_g}{\pi L}} \quad (4.2)$$

Através da variação do raio médio da porta de combustão pode-se calcular a taxa de regressão média do teste realizado. A relação entre a taxa de regressão média e a variação do raio médio da porta de combustão é:

$$\dot{r} = \frac{\Delta R_2}{\Delta t} \quad (4.3)$$

A partir dos dados da Tabela 4.4, pode-se utilizar a equação simplificada da taxa de regressão dos propelentes híbridos e descobrir a constante a de regressão e o expoente de regressão do par propelente n :

$$\dot{r} = aG_{ox}^n \quad (4.4)$$

A Tabela 4.4 apresenta os valores geométricos médios do grão propelente e a Tabela 4.5 apresenta os resultados dos testes do grão propelente.

Tabela 4.4 – Geometria do grão durante os testes.

Teste	massa inicial (kg)	massa final (kg)	volume inicial (m ³)	volume final (m ³)	densidade (kg/m ³)	comprimento (m)
1	4,42	4,28	0,004633	0,004486	954	0,44
3	4,88	4,68	0,005115	0,004906	954	0,44
5	4,28	4,12	0,004486	0,004319	954	0,44
7	4,68	4,54	0,004906	0,004759	954	0,44
2	4,12	3,72	0,004319	0,003899	954	0,44
4	4,54	4,20	0,004759	0,004403	954	0,44
6	3,72	3,38	0,003899	0,003543	954	0,44
8	4,20	3,82	0,004403	0,004004	954	0,44
9	3,82	3,44	0,004004	0,003606	954	0,44
10	4,72	4,12	0,004948	0,004319	954	0,44
12	4,74	4,08	0,004969	0,004277	954	0,44
11	4,12	3,38	0,004319	0,003543	954	0,44
13	4,08	3,44	0,004277	0,003606	954	0,44

Tabela 4.5 – Parâmetros médios do grão propelente e taxa de regressão média.

Teste	raio externo (m)	raio interno inicial (m)	raio interno final (m)	tempo de queima (s)	taxa de regressão (m/s)
1	0,0641	0,027515	0,029381	15	0,000124
3	0,0641	0,020205	0,023662	15	0,000230
5	0,0641	0,029381	0,031378	15	0,000133
7	0,0641	0,023662	0,025808	15	0,000143
2	0,0641	0,031378	0,035887	30	0,000150
4	0,0641	0,025808	0,030396	30	0,000153
6	0,0641	0,035887	0,039316	30	0,000114
8	0,0641	0,030396	0,034815	30	0,000147
9	0,0641	0,034815	0,038733	30	0,000131
10	0,0641	0,023013	0,031378	50	0,000167
12	0,0641	0,022681	0,031857	50	0,000184
11	0,0641	0,031378	0,039316	50	0,000159
13	0,0641	0,031857	0,038733	50	0,000138

Aplicando o logaritmo neperiano e suas propriedades na Eq. 4.4 pode-se traçar uma reta com os dados experimentais da taxa de regressão e encontrar a constante de regressão e o expoente de regressão do par propelente.

$$\ln \dot{r} = \ln(aG_{ox}^n)$$

$$\ln \dot{r} = \ln a + \ln G_{ox}^n \quad (4.5)$$

$$\ln \dot{r} = \ln a + n \ln G_{ox}$$

Pode-se calcular a constante a e o expoente de regressão n usando a equação da reta:

$$y = m + bx \quad (4.6)$$

onde $e^m = a$, $m = \ln a$, $b = n$ e $x = \ln G_{ox}$.

4.5. Ajuste da curva para determinação da taxa de regressão

Com os dados mostrados na Tabela 4.5 foi construída uma curva correspondente aos treze experimentos realizados, mostrada na Figura 4.25.

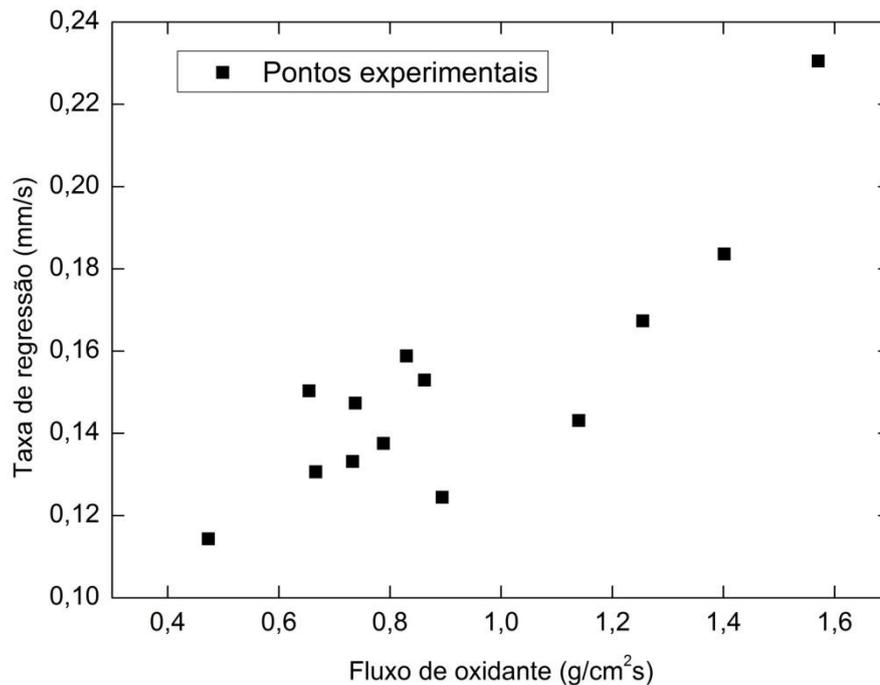


Figura 4.25 - Curva de regressão N₂O₄, HDPE.

Observa-se que houve muita dispersão dos dados para baixos fluxos de oxidante. Isto provavelmente significa que o processo de queima não está sendo controlado pela difusão do oxidante até a chama. Devido ao uso do injetor centrífugo há incidência direta do jato de oxidante sobre o grão propelente, com influências importantes da quantidade de movimento do jato e radiação, aumentando o consumo do oxidante na região de entrada do grão. Um comportamento da taxa de queima independente da difusão de oxidante também foi observado por Pastrone (2012), conforme mostra a Figura 1.2.

Aparentemente, uma regressão linear dos dados para a obtenção dos parâmetros da taxa de regressão seria possível para vazões acima de

1g/cm²/s, no entanto seria necessário um maior número de dados experimentais para obtenção de um bom coeficiente de correlação.

O baixo fluxo de oxidante desfavorece a distribuição de oxidante ao longo do grão, de forma que grande parte do oxidante é consumido próximo a entrada da porta de combustão, e uma pequena porção de oxidante é distribuída ao longo do comprimento do grão.

Ziliac e Karabeyoglu (2006) compararam as taxas de regressão de vários combustíveis queimando com oxigênio gasoso, e determinaram as constantes a e os expoentes de regressão n para cada combustível, obtidos para fluxos mássicos de oxidante acima de 5 g/cm²s.

A Figura 4.26 apresenta uma comparação entre os pontos experimentais da Figura 4.25 e uma extrapolação dos resultados apresentados por Ziliac e Karabeyoglu(2006).

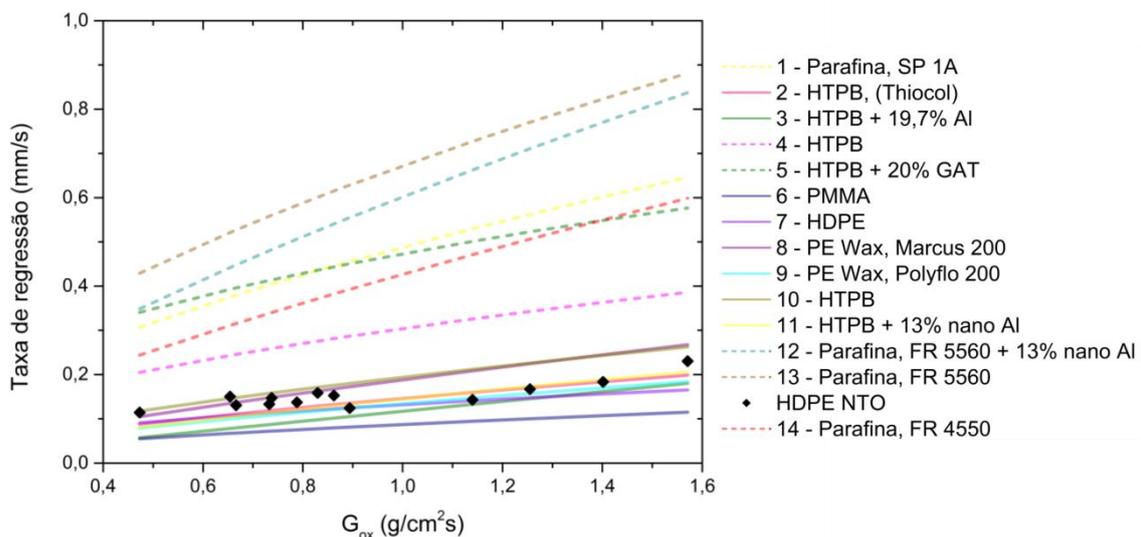


Figura 4.26 - Comparação das taxas de regressão de vários propelentes.

Comparando-se os dados experimentais da queima de HDPE com NTO pode-se perceber que os resultados obtidos são próximos aos da queima de HTPB,

PMMA e do HDPE com oxigênio gasoso para baixos fluxos mássicos de oxidante.

5 CONCLUSÕES E SUGESTÕES

Este trabalho apresentou uma investigação experimental de um propulsor híbrido com empuxo de 90N empregando tetróxido de nitrogênio e polietileno de alta densidade como propelentes.

Inicialmente foram descritos o projeto, a construção e a montagem de um protótipo de propulsor híbrido em uma bancada experimental.

Um injetor centrífugo para atomização do oxidante foi projetado e caracterizado, obtendo-se a sua curva de calibração e os ângulos de cone.

A ignição do par propelente foi realizada através de um jato de UDMH que forma um par hipergólico com NTO, mostrando excelente desempenho.

Os impulsos específicos obtidos ficaram em torno de 195 s ($I_{sp} = 86\text{N}/0,045\text{kg}/9,8\text{m/s}^2$), próximo aos valores teóricos, de 210 s, para $O/F = 2,5$, indicando um bom desempenho propulsivo. As taxas de regressão variaram de 0,12 a 0,24 mm/s, similares aos valores obtidos para queima de polietileno com peróxido de hidrogênio e para HTPB, PMMA e HDPE queimando com oxigênio gasoso, extrapolando-se os resultados obtidos por Brown e Lydon (2005) e Ziliac e Karabeyoglu (2006) para baixos fluxos de massa.

Pode-se observar que para baixos fluxos de oxidante a queima deixou de ser controlada pela difusão de reagentes até a chama, havendo queima não uniforme do grão, especialmente junto à placa injetora, devido às características do injetor centrífugo utilizado.

Sugestões para futuros trabalhos incluem modificações na geometria do injetor centrífugo e testes com um injetor axial para obtenção de uma maior uniformidade de queima e maiores taxas de regressão, além de permitir a operação do motor no regime de queima difusiva em uma maior faixa de fluxos mássicos.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- Astronautix. **N2O4/UDMH**. Disponível em:
<<http://www.astronautix.com/props/n2o4udmh.htm>>. Acesso em: 21 ago. 2013.
- BARRÈRE, M; WILLIAMS, F, A. Comparisson of combustion instabilities found in various types of combustion chambers. In: SYMPOSIUM (INTERNATIONAL) IN COMBUSTION,12., 1969, Pittsburgh. **Proceedings...** Pittisburgh: The Combustion Institute, Pittsburgh, 1969. p. 169-181.
- BAZAROV, V.; VIGOR, Y.; PURI, P. **Design and dynamics of jet and swirl injectors, liquid rocket thrust chambers**: aspects of modeling, analysis, and design. United States of America: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004
- BENJAMIN, L; AUSTIN, JR; HEISTER, S, D; DAMBACH, E, M; MEYER, S, E; WERNIMONT, E, J. Variable thrust, multiple start hybrid motor solutions for missile and space applications In: AIAA/ASME/SAE/ASEE JOINT PROPULSION CONFERENCE & EXHIBIT, n. 46, 25 -28 de Jul. de 2010, Nashville TN. **Proceedings...** Nashville: AIAA, 2010.
- BERTOLDI, A. E. M. **Avaliação experimental da queima de parafina e óxido nítrico em motores híbridos**. 2007-12. 129 p. Dissertação (Mestrado em Ciências Mecânicas) - Universidade de Brasília, Brasília, 2007. Disponível em:<http://repositorio.unb.br/bitstream/10482/2497/1/2007_ArturEliasdeMoraesBertoldi.pdf>. Acesso em: 16junho2014.
- BROWN, T, R; LYDON, M, C. Testing of paraffin-based hybrid rocket fuel using hydrogen peroxide oxidizer. Colorado: Departament of Astronautical Engineering. 2005, (USAFA, CO, 80841).
- CARLISLE, D. R. Communication on the performance of a type of swirl atomizer. In: RADCLIFFE, A. (ed.). **Proc. Inst. Mech. Eng.**, v. 169, p. 101,1955.

CARMICINO, C.;SORGE, A. R. Influence of a conical axial injector on hybrid rocket performance. **Journal of Propulsion and Power**, v.22, n. 5, p. 984-995, Sept-Oct., 2006.

CASALINO, L.; PASTRONE, D. Oxidizer control and optimal design of hybrid rockets for small satellites. **Journal of Propulsion and Power**, v. 21, n. 2, p. 231-238, May-Apr., 2005.

Chemical Equilibrium with Applications (CEA). Cleveland. OH: Glenn Research Center-NASA.

Disponível em: <<http://www.grc.nasa.gov/WWW/CEAWeb/ceguiDownload-win.htm>>. Acesso em: 10 de Mar 2012.

CHIAVERINI, M. J.; KUO, K.K.; PERETZ, A.; HARTING, G.C. Regression-rate and heat-transfer correlations for hybrid rocket combustion. **Journal of Propulsion and Power**, v.17, n. 1, p.99-110, Jan-Feb, 2001.

CHIAVERINI, M. J.; SERIN, N.; JOHNSON, D.K.; LU, Y.; KUO, K.K.; RISHA, G.A. Regression rate behavior of hybrid rocket solid fuels. **Journal of Propulsion and Power**, v.16, n. 1, p. 125-132, Jan-Feb, 2000.

CONTAIFER, A. R. **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>>. Acesso em: 15 maio 2014.

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

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

FREDERICK, R. A. JR.; WHITEHEAD, J.J.; KNOX, R.L.; MOSER, M.D.
Regression rate study of mixed hybrid propellants. **Journal of Propulsion and Power**, v.23, n. 1, p. 213-217, Jan-Feb, 2007.

FRY, R.S.; DELUCA, L.; GADIOT, G.; FREDERICK, R.; STRECKER, R.;
BESSER, H-L.; WHITEHOUSE, A.; TRINEAU, J-C.; RIBEREAU, D.;
REYNAUD, J-P. Solid Propellant burning rate measurement methods used
within the nato propulsion Community. In: AIAA/ASME/SAE/ASEE JOINT
PROPULSION CONFERENCE & EXHIBIT, n. 37, 8-11 de Jul. de 2001, Salt
Lake City UT. **Proceedings...** Salt Lake City: AIAA, 2001.

GALFETI, L.; MEROTTO, L.; BOIOCCHI, M.; MAGGI, F.; DE LUCA, L.T.
Ballistic and rheological characterization of paraffin-based fuels for hybrid rocket
propulsion. In: AIAA/ASME/SAE/ASEE JOINT PROPULSION CONFERENCE &
EXHIBIT, n. 47, 31 jul - 03 ago. de 2011, San Diego CA. **Proceedings...** San
Diego: AIAA, 2011.

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

GOMES, S. R. **Projeto e desenvolvimento de um motor foguete híbrido.**
2012. 130 p. Tese (Doutorado em Materiais e Processos de Fabricação) -
Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2012. Disponível
em: <www.bd.bibl.ita.br/tesesdigitais/lista_resumo.php?num_tese=63994>.
Acesso em: 16 junho 2014.

GREINER, B.; FREDERICK, R. A. JR. Results of lab scale hybrid rocket motor
investigation. In: AIAA/ASME/SAE/ASEE JOINT PROPULSION CONFERENCE
& EXHIBIT, n. 28, 6-8 de Jul. de 1992, Nashville TN. **Proceedings...** Nashville:
AIAA, 1992.

HASEGAWA, H.; HANZAWA, M.; TOKUDOME, S.; KOHNO, M. Erosive
burning of aluminized composite propellants: x-ray absorption measurement,

correlation, and application. **Journal of Propulsion and Power**, v.22, n. 5, p. 975-983, Sept-Oct, 2006.

HIRATA, Y.; ASO, S.; HAYASHIDA, T.; NAKAWATASE, R.; TANI, Y.; MORISHITA, K. Improvement of regression rate and combustion efficiency of high density polyethylene fuel and paraffin fuel hybrid rockets with multi-section swirl injection method. In: AIAA/ASME/SAE/ASEE JOINT PROPULSION CONFERENCE & EXHIBIT, n. 47, 31 jul - 03 ago. de 2011, San Diego CA. **Proceedings...** San Diego: AIAA, 2011.

HUMBLE, R. W.; HENRY, G. N.; LARSON, W. J. **Space propulsion analysis and design**. 1.ed. United states: McGraw-Hill Companies Inc, 1995. 748p.

JUNIOR, L. R. **Desenvolvimento de injetores para motor foguete híbrido**. 2013. 228 p. Tese (Doutorado em Materiais e Processos de Fabricação) - Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2013. Disponível em: <www.bd.bibl.ita.br/tesesdigitais/lista_resumo.php?num_tese=64208>. Acesso em: 16 junho 2014.

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 & EXHIBIT, n. 37, 8-11 de Jul. de 2001, Salt Lake City UT. **Proceedings...** Salt Lake City: AIAA, 2001.

KARABEYOGLU, M. A.; CANTWELL, B. J.; STEVENS, J. Evaluation of homologous series of normal-alkanes as hybrid rocket fuels. In: AIAA/ASME/SAE/ASEE JOINT PROPULSION CONFERENCE & EXHIBIT, n. 41, 10-13 de Jul. de 2005, Tucson AZ. **Proceedings...** Tucson: AIAA, 2005a.

KARABEYOGLU, M. A.; CANTWELL, B. J.; ZILLIAC, G. Development of scalable space-time averaged regression rate expression for hybrid rockets. In: AIAA/ASME/SAE/ASEE JOINT PROPULSION CONFERENCE & EXHIBIT, n. 41, 10-13 de Jul. de 2005, Tucson AZ. **Proceedings...** Tucson: AIAA, 2005b.

KARABEYOGLU, M. A.; JOSE, S.; DMITRIY, G.; BRIAN, C. High performance hybrid upper stage motor. In: AIAA/ASME/SAE/ASEE JOINT PROPULSION CONFERENCE & EXHIBIT, n. 47, 31 jul. - 03 ago. 2011, San Diego CA. **Proceedings...** San Diego: AIAA, 2011.

KARABEYOGLU, M. A.; ZILLIAC, G.; CASTELLUCI, P.; URBANCZYK, P.; STEVENS, J.; INALHAN, G. Development of high burning-rate hybrid-rocket-fuel flight demonstrators. In: AIAA/ASME/SAE/ASEE JOINT PROPULSION CONFERENCE & EXHIBIT, n. 39, 20-23 de Jul. de 2003, Huntsville AL. **Proceedings...** Huntsville: AIAA, 2003.

KARABEYOGLU, M.A.; ZILLIAC, G.; CANTWELL, B.J.; ZILWA, S.; CASTELLUCI, P. Scale-up tests of high regression rate paraffin-based hybrid rocket fuels. **Journal of Propulsion and Power**, v. 20, n. 6, p. 1037-1045, Nov-Dec, 2004.

KARABEYOGLU, M. A.; ZILLIAC, G.; CANTWELL, B. J.; ZILWA, S.; CASTELLUCI, P. Scale-up tests of high regression rate liquefying hybrid rocket fuels. In: AIAA/ASME/SAE/ASEE JOINT PROPULSION CONFERENCE & EXHIBIT, n. 39, 20-23 de Jul. de 2003, Huntsville AL. **Proceedings...** Huntsville: AIAA, 2003.

KIM, H.; KIM, S.; WOO, K.; LEE, J. Investigation on the effect of liquefying diaphragm in hybrid rocket motors using paraffin-based fuel. In: AIAA/ASME/SAE/ASEE JOINT PROPULSION CONFERENCE & EXHIBIT, n. 47, 31 jul - 03 ago. 2011, San Diego CA. **Proceedings...** San Diego: AIAA, 2011.

KIM, J.; KIM, S.; KIM, J.; MOON, H. Experimental investigations of the tapered fuel regression rate of a hybrid rocket motor. In: AIAA/ASME/SAE/ASEE JOINT PROPULSION CONFERENCE & EXHIBIT, n. 46, 25-28 de Jul. de 2010, Nashville TN. **Proceedings...** Nashville: AIAA, 2010.

KNUTH, W, H; CHIAVERINI, M, J; SAUER, A; GRAMMER, D, J. Solid-fuel regression rate behavior of vortex hybrid rocket engines. **Journal of Propulsion and Power**, v.18, n. 3, p. 600-609, May-June, 2002.

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

KUMAR, C. P; KUMAR, A. Mixed hybrid concept for the enhancement of regression rate of hybrid rocket motors, In: INTERNATIONAL CONFERENCE ON FLUID MECHANICS AND FLUID POWER, 4., IIT Madras, Chennai. **Proceedings...** Madras, 2010.

LACAVA, P. T.; BASTOS-NETTO, D.; PIMENTA, A. P. Design procedure and experimental evaluation of pressure-swirl atomizers. In: INTERNATIONAL CONGRESS OF THE AERONAUTICAL SCIENCES, 24., 2004, Yokohama, JAPAN. **Proceedings...**Yokohama: [s.n], 2004

LACAVA, P. T.; BASTOS-NETTO, D.; PIMENTA, A. P. Design procedure and experimental evaluation of pressure-swirl atomizers. In: INTERNATIONAL CONGRESS OF THE AERONAUTICAL SCIENCES, 24., 2004, Yokohama, JAPAN. **Proceedings...**Yokohama: [s.n], 2004

LEE, C.; NA, Y.; LEE, J-H .; BYUN, Y-H. Effect of induced swirl flow on regression rate of hybrid rocket fuel by helical grain configuration. **Aerospace Science and Technology**, v 11, p. 68-76, 2007.

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

LEFEBVRE, A. H. **Atomization and sprays**. New York: Hemisphere Corp.,1989.

LIN, L. J. Two-phase flow effect on hybrid rocket combustion. **Acta Astronautica**, v. 65, p.1042-1057, 2009.

NAKAGAWA, I.; HIKONE, S. Study on the regression rate of paraffin-based hybrid rocket fuels. **Journal of Propulsion and Power**, v. 27, n. 6, p. 1276-1279, Nov - Dec, 2011.

NATIONAL INSTITUTE OF STANDARDS AND TECHNOLOGY (NIST).

Nitrogen tetroxide. Disponível em:

<<http://webbook.nist.gov/cgi/cbook.cgi?Formula=N2O4&Nolon=on&Units=SI&CTG=on&CTC=on>>. Acesso em: 10 mar. 2012.

NATIONAL INSTITUTE OF STANDARDS AND TECHNOLOGY (NIST). UDMH.

Disponível em:

<<http://webbook.nist.gov/cgi/cbook.cgi?Name=UDMH&Units=SI>>. Acesso em: 10 mar. 2012.

OLIVEIRA, F. S. **Estudo de materiais para fabricação de bocais de motor foguete a propelente híbrido**. 2013-06. 122 p. Dissertação (Mestrado em Ciências Mecânicas) - Universidade de Brasília, Brasília, 2013. Disponível em: <http://repositorio.unb.br/bitstream/10482/14083/1/2013_FabioSilvaOliveira.pdf>. Acesso em: 16 junho 2014.

PASTRONE, D. Approaches to low fuel regression rate in hybrid rocket engines. **International journal of Aerospace Engineering**, v. 2012, Article ID 649753, p 1-12, 2012.

RAMOHALLI, K.; YI, J. Hybrids revisited. In: AIAA/ASME/SAE/ASEE JOINT PROPULSION CONFERENCE & EXHIBIT, 26, 1990, Orlando FL.

Proceedings... Orlando: AIAA, 1990.

SALVADOR, C. A. V. **Investigação experimental de um propulsor híbrido para satélites e veículos espaciais usando parafina e N2O4 como propelentes**. 2009. 178 p. (INPE-15755-TDI/1498). Tese (Doutorado em Propulsão e Combustão) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2009. Disponível em: <<http://urlib.net/8JMKD3MGP8W/34UG5GS>>. Acesso em: 15 maio 2014.

SANTOS, L. M. C; ALMEIDA, L. A. R.; FRAGA, A. M.; VERAS, C. A. G.
Experimental investigation of a paraffin based hybrid rocket, In: BRAZILIAN
CONGRESS OF ENGINEERING AND THERMAL SCIENCES, 10., ENCIT, Rio
de Janeiro, RJ. **Proceedings...** Rio de Janeiro: ABCM, 2004. CD-ROM.

SCARAMIZZINO, F; CARMICINO, C; FESTA, G; VIVIANI, A; SORGE, A, R.
**Paraffin-based and metal-loaded HTPB fuel regression-rates study in a
lab-scale hybrid rocket fed with N₂O.** Disponível
em:<http://congress.cimne.com/eucass2013/admin/files/fileabstract/a284.pdf>. Ace
sso em: 15 maio 2014

Space.com. **3D-printed rocket parts excel in NASA tests.** Disponível
em:<<http://www.space.com/22119-3d-printed-rocket-part-test.html>>. Acesso em:
25 mar. 2014.

SUTTON, G. P. **Rocket propulsion elements: an introduction to the
engineering of rockets.** 7. ed. New York: John Wiley, 2001. 751p.

SWANI, A; GANY, A. Analysis and testing of similarity and scale effects in
hybrid rocket motors. **Acta Astronautica**, v.52, p.619-628, 2003.

TAYLOR, J. R. **An introduction to error analysis the study of uncertainties
in physical measurements.** 2. ed. Sausalito: University Science Books, 1982.
349p.

TIPLER, W., WILSON, A. W. Combustion in gas turbines, paper B9. In:
CONGRESS INTERNATIONAL DES MACHINES A COMBUSTION (CIMAC),
19.,1959, Wiesbaden. **Proceedings...** Berkeley: Universidade da California,
1959. p. 897-927.

TSOHAS, J.; APPEL, B.; RETTENMAIER, A.; WALKER, M.; HEISTER, S.D.
Development and launch of the purdue hybrid rocket technology demonstrator.
In: AIAA/ASME/SAE/ASEE JOINT PROPULSION CONFERENCE & EXHIBIT,
n. 45, 2-5 de ago. de 2009, Denver CO. **Proceedings...** Denver: AIAA, 2009.

APAZA VÁSQUEZ, R. A. **Desenvolvimento de um injetor centrífugo dual para biocombustíveis líquidos**. 2011-09-09. 217 p. Dissertação (Mestrado em Propulsão e Combustão) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2011. Disponível em:<<http://urlib.net/8JMKD3MGP7W/39CJB4B>>. Acesso em: 15 maio 2014.

WASILKOSK, C. M. **Caracterização do polietileno de baixa densidade através da técnica de análise dinâmico-mecânica e comparação com a análise por impedância dielétrica**. 2002. 116 p. Dissertação (Mestrado em Engenharia) - Universidade Federal do Paraná, Curitiba, 2002. Disponível em:<http://www.aneel.gov.br/biblioteca/trabalhos/trabalhos/Dissertacao_Cleuza.pdf>. Acesso em: 15 maio 2012.

YANG, V.; HABIBALLAH, M.; HULKA, J.; POPP, M. **Liquid rocket thrust chambers: aspects of modeling, analysis, and design**. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc, 2004. 777p.

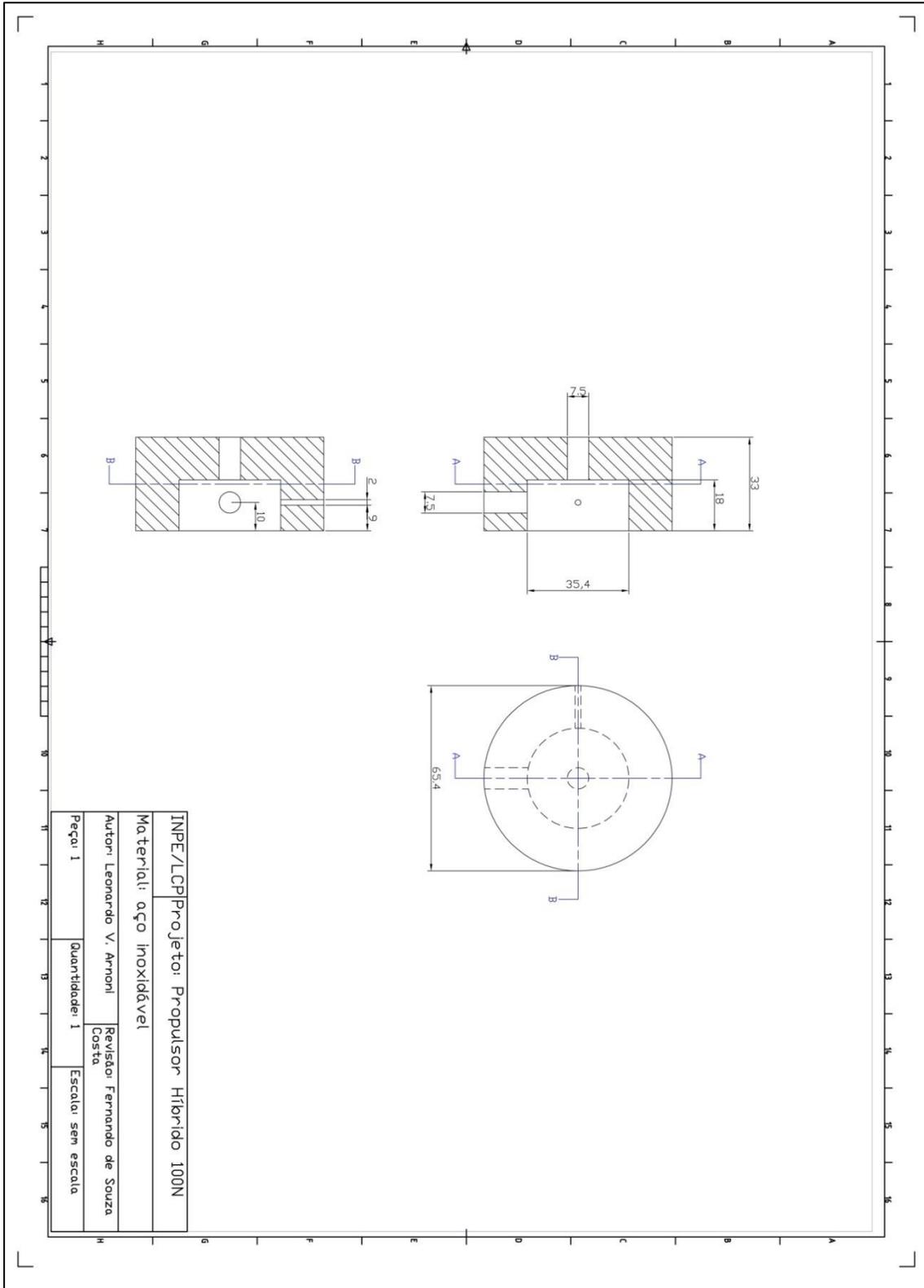
ZILLIAC, G.; KARABEYOGLU, M. A. Hybrid rocket fuel regression rate data and modeling. In: AIAA/ASME/SAE/ASEE JOINT PROPULSION CONFERENCE & EXHIBIT, n. 42, 9-12 de Jul. de 2006, Sacramento CA. **Proceedings...** Sacramento: AIAA, 2006.

ZILWA, S. D.; ZILLIAC, G.; KARABEYOGLU, A.; REINATH, M. Time-resolved fuel-grain regression measurement in hybrid rockets In: AIAA/ASME/SAE/ASEE JOINT PROPULSION CONFERENCE & EXHIBIT, n. 39, 20-23 de Jul. de 2003, Huntsville AL. **Proceedings...** Huntsville: AIAA, 2003.

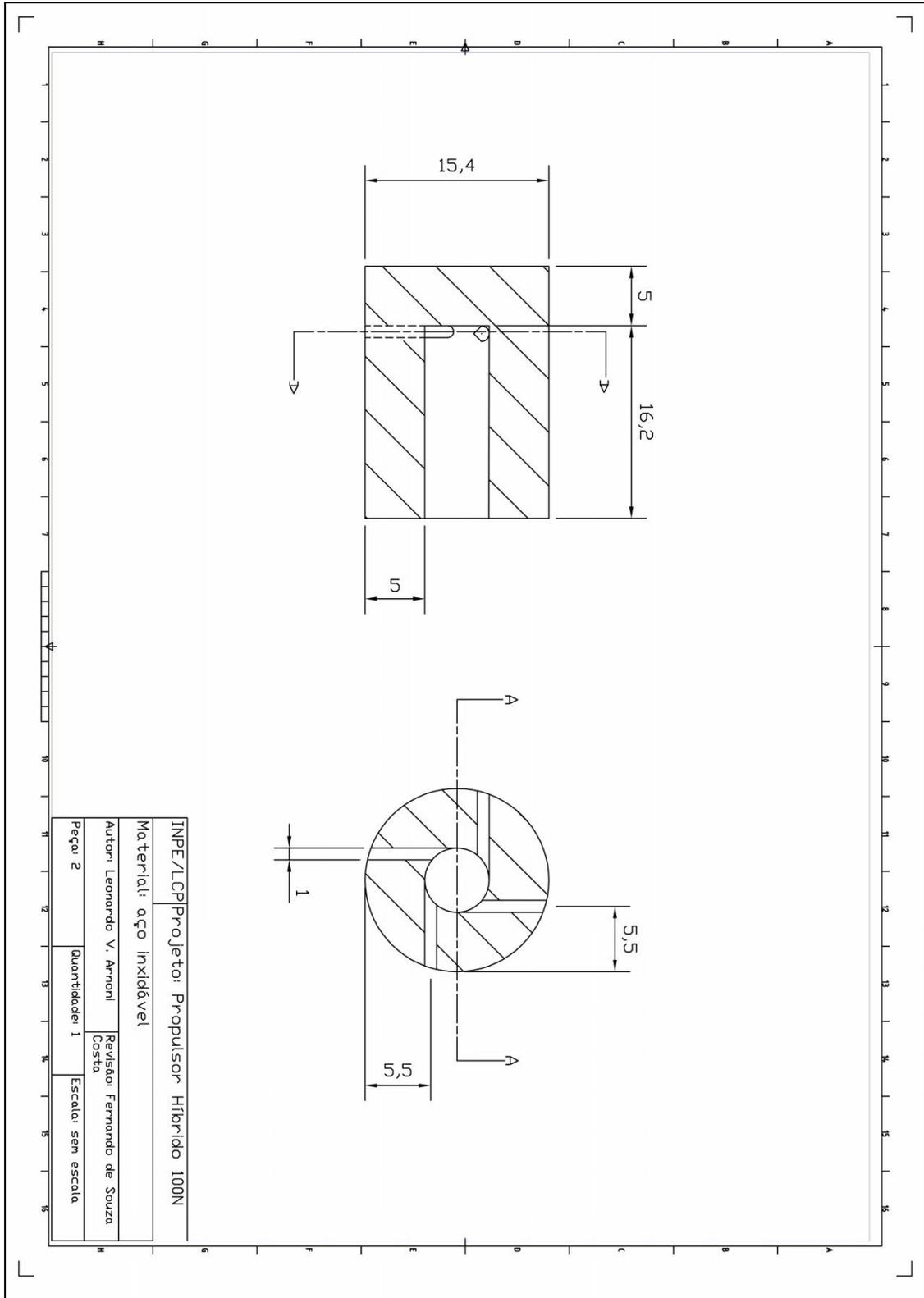
ZILWA, S.; ZILLIAC, G.; REINATH, M. Time resolved fuel-grain port diameter measurement in hybrid rockets. **Journal of Propulsion and Power**, v.20, n. 4, p. 684-689, July - Aug, 2004.

ANEXO A – DESENHOS DO PROPULSOR

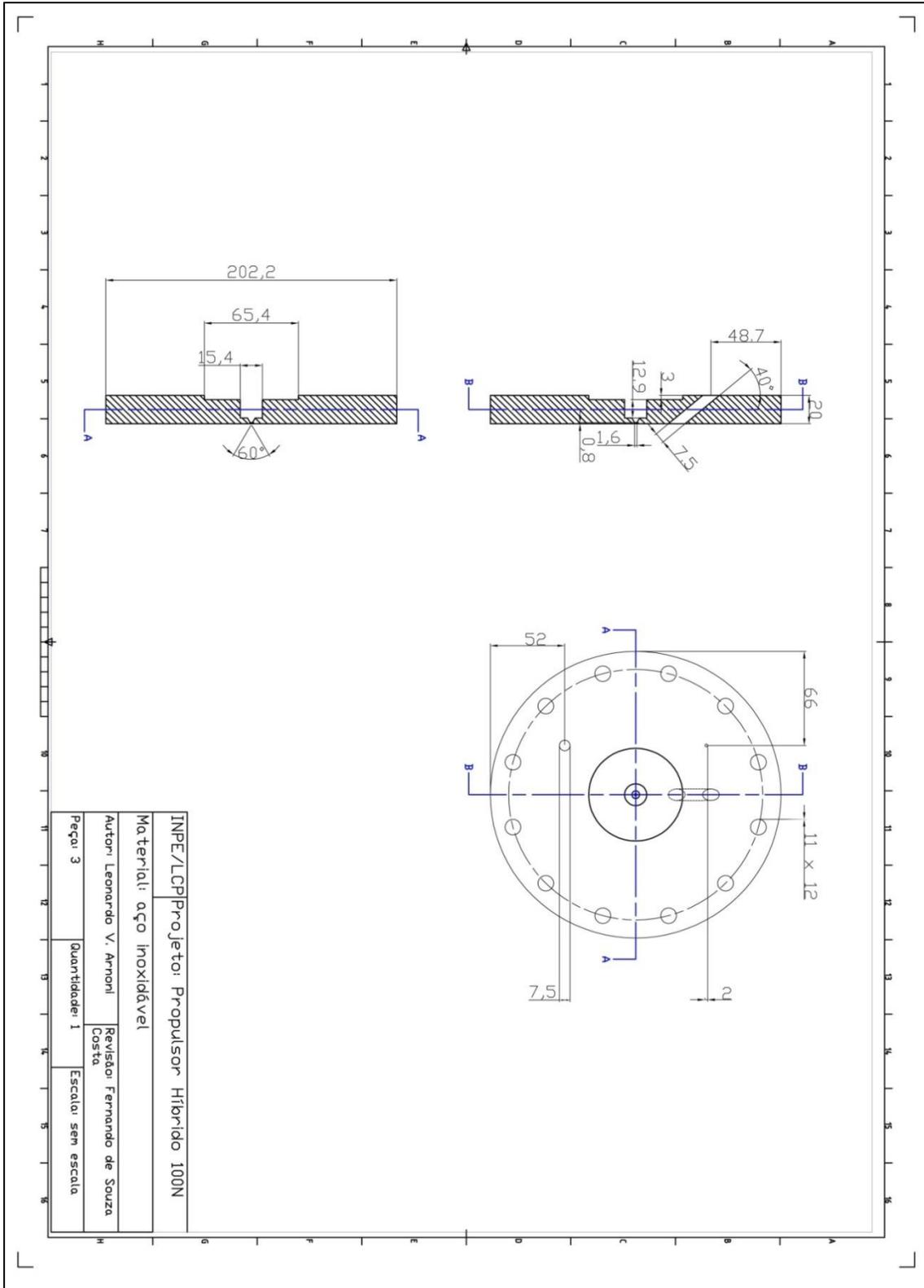
A.1 Pré-câmara do injetor



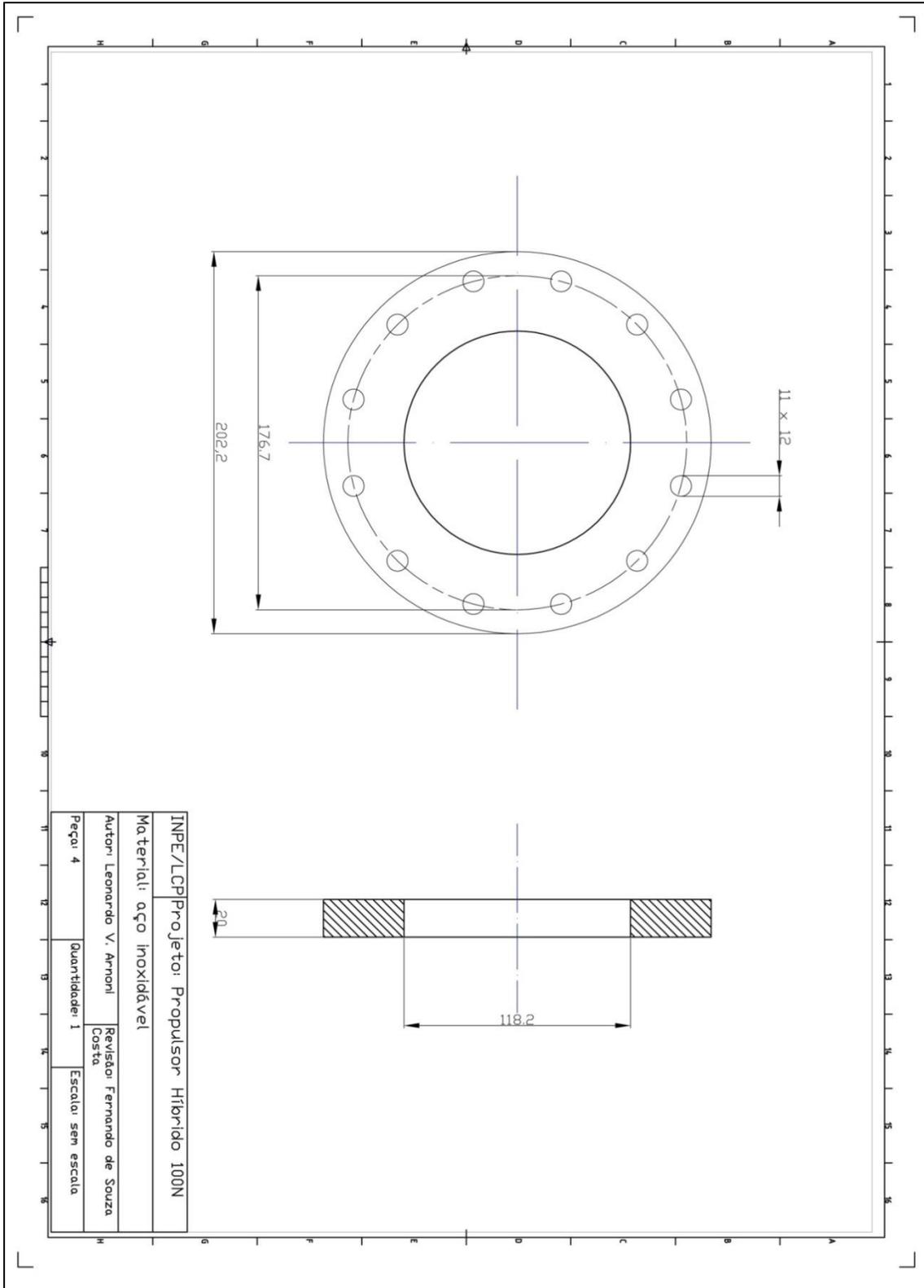
A.2 Câmara de vórtice do injetor



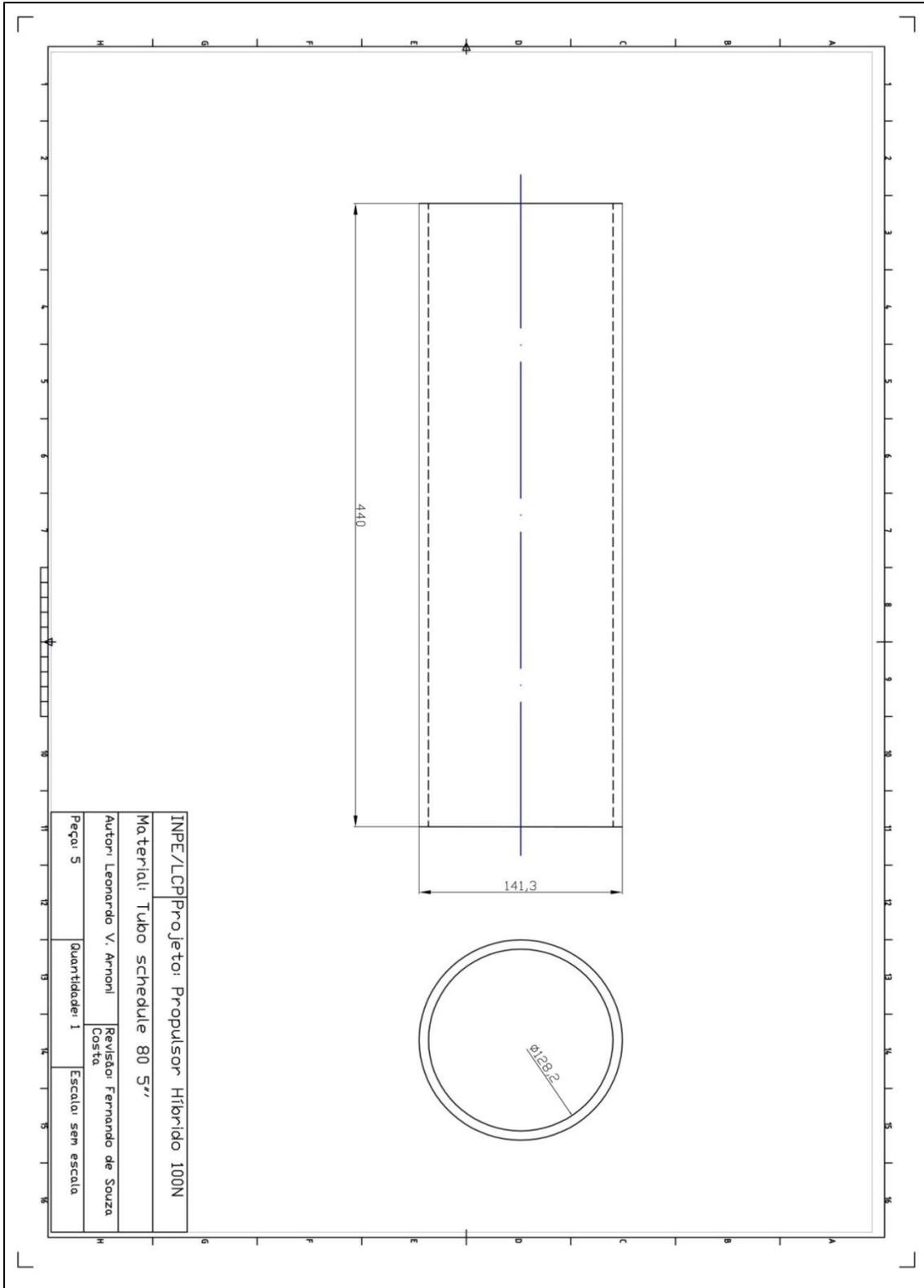
A.3 Placa de injeção



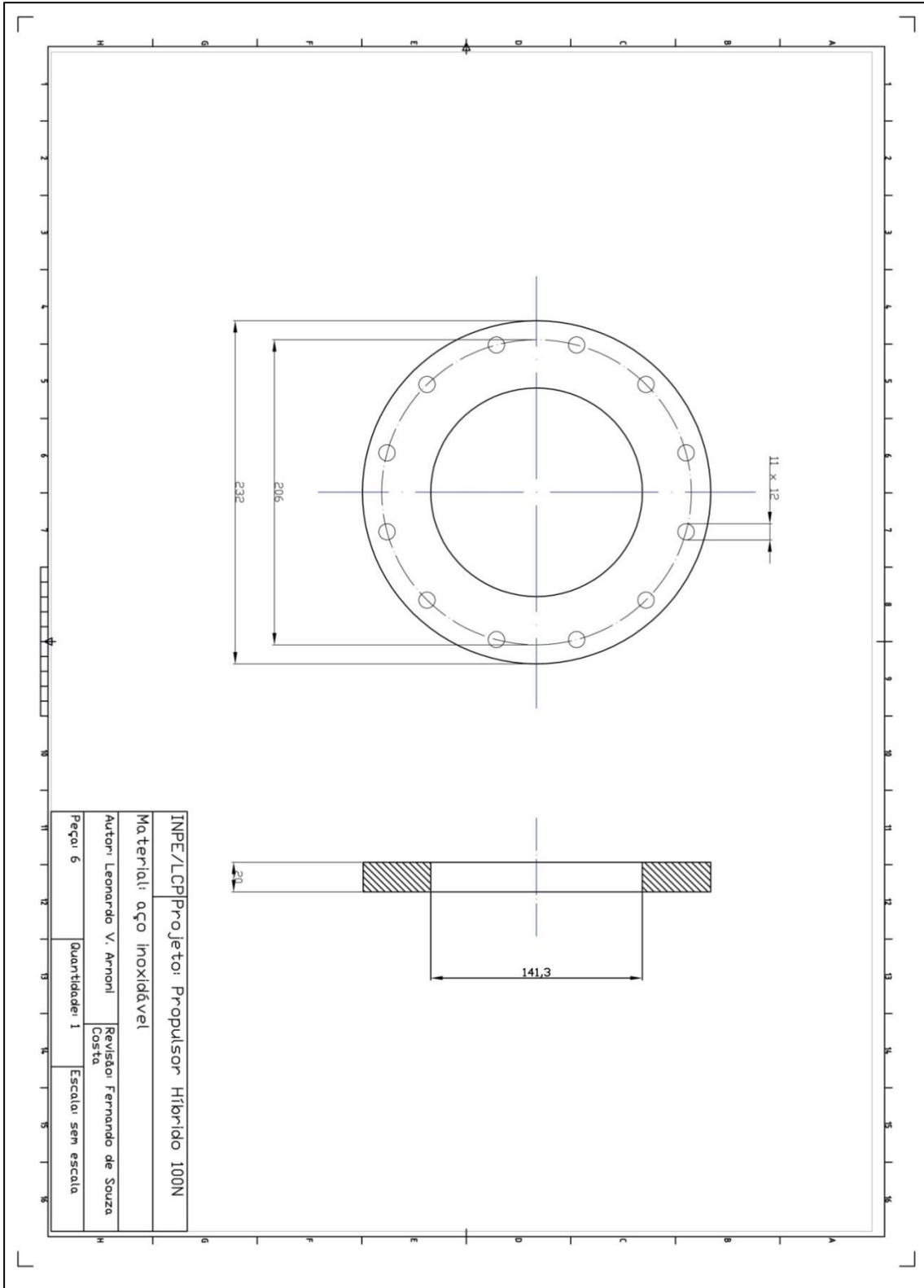
A.4 Flange de fixação da pré-câmara / câmara de combustão



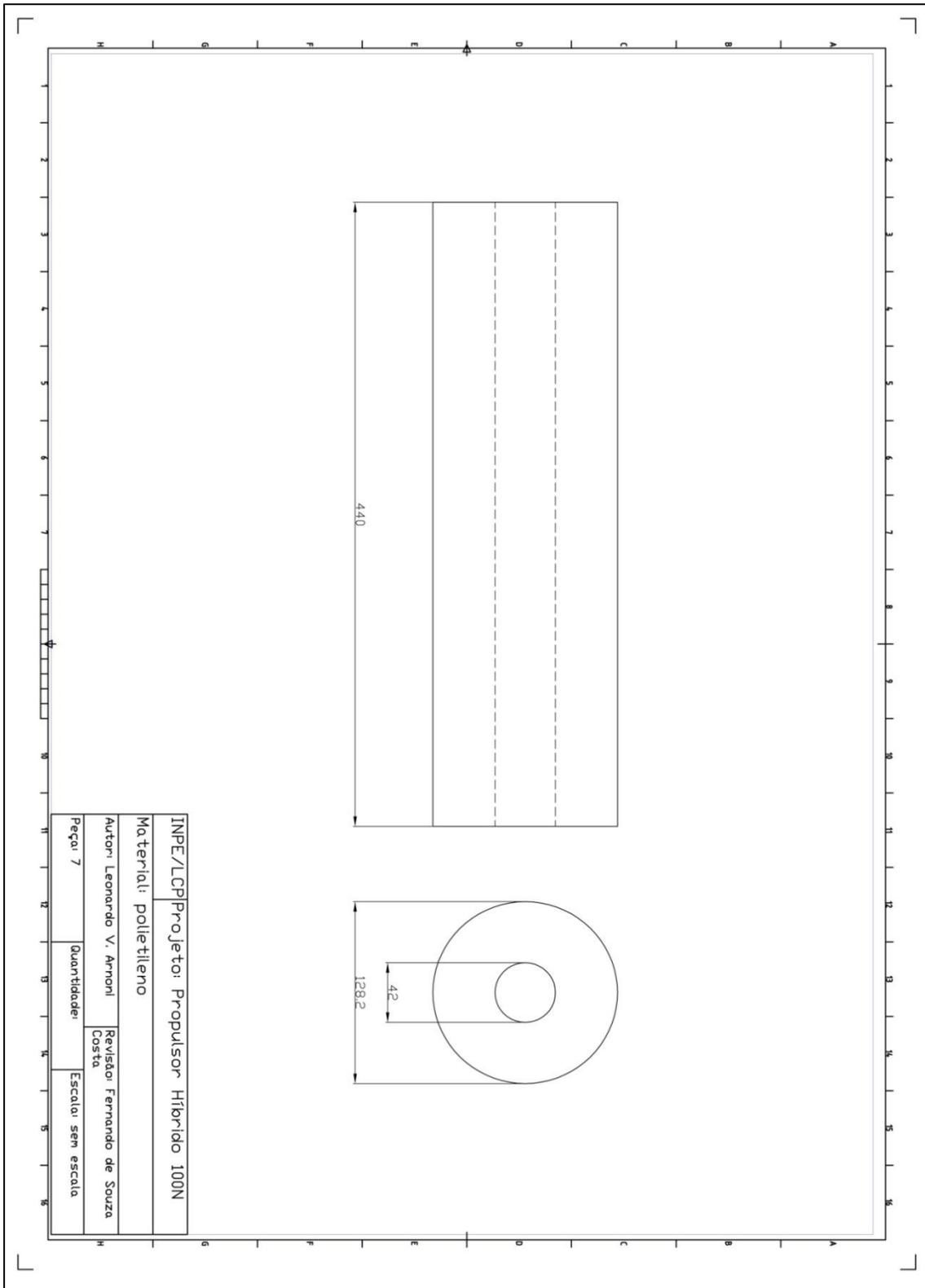
A.5 Câmara de combustão



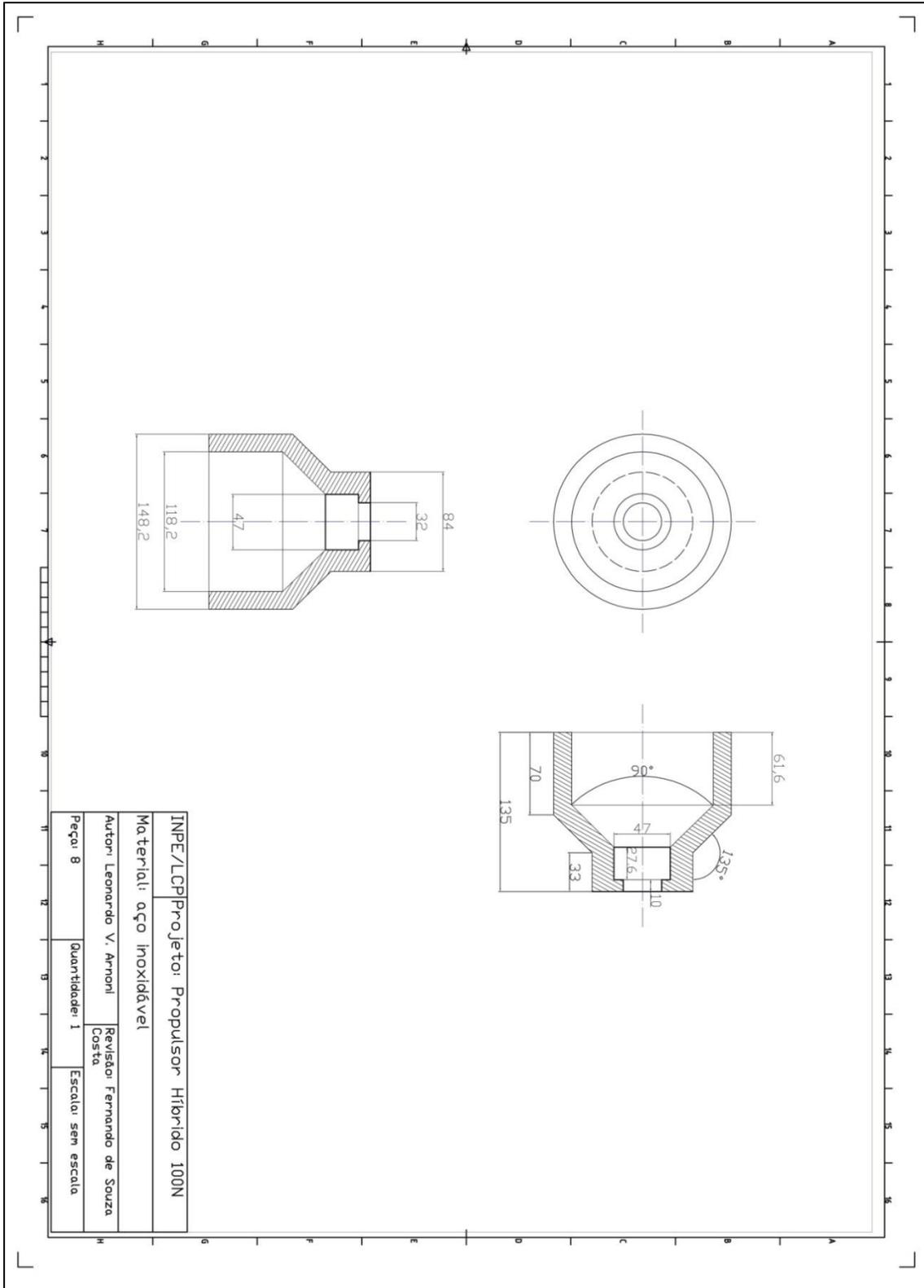
A.6 Flange fixação câmara de combustão / pós-câmara



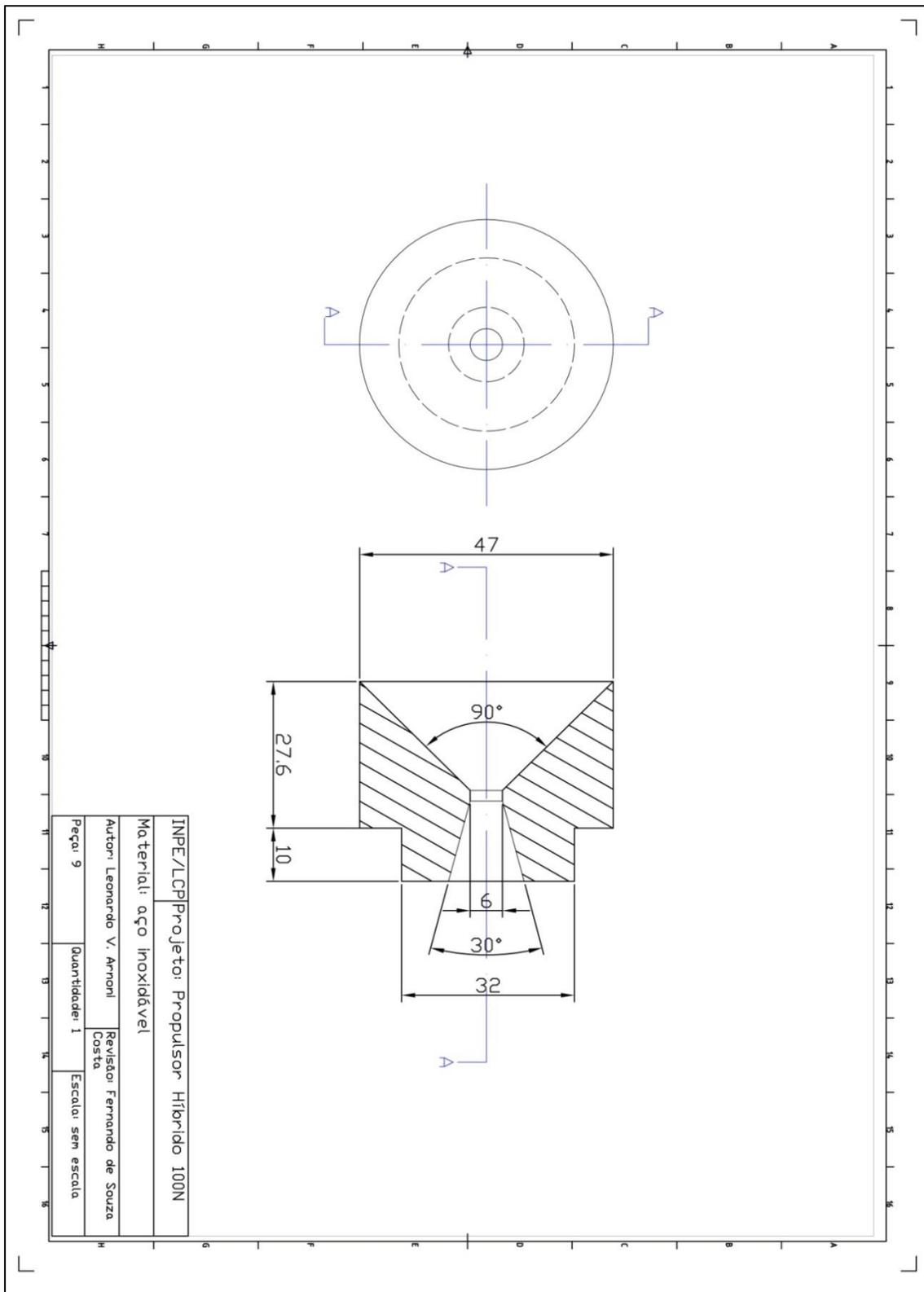
A.7 Grão propelente de polietileno



A.8 Pós-câmara de combustão



A.9Tubeira



A.10 Flange fixação pós-câmara / câmara de combustão

