



Ministério da
Ciência e Tecnologia



INPE-15755-TDI/1498

INVESTIGAÇÃO EXPERIMENTAL DE UM PROPULSOR HÍBRIDO PARA SATÉLITES E VEÍCULOS ESPACIAIS USANDO PARAFINA E N_2O_4 COMO PROPELENTES

Cesar Addis Valverde Salvador

Tese de Doutorado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Combustão e Propulsão, orientada pelos Drs. Demétrio Bastos Netto e Fernando de Souza Costa, aprovada em 25 de março de 2009.

Registro do documento original:

<<http://urlib.net/sid.inpe.br/mtc-m18@80/2009/03.19.07.52>>

INPE
São José dos Campos
2009

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) 3945-6911/6923

Fax: (012) 3945-6919

E-mail: pubtc@sid.inpe.br

CONSELHO DE EDITORAÇÃO:**Presidente:**

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

Membros:

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

Dr. Haroldo Fraga de Campos Velho - Centro de Tecnologias Especiais (CTE)

Dr^a Inez Staciarini Batista - Coordenação Ciências Espaciais e Atmosféricas (CEA)

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

Dr. Ralf Gielow - Centro de Previsão de Tempo e Estudos Climáticos (CPT)

Dr. Wilson Yamaguti - Coordenação Engenharia e Tecnologia Espacial (ETE)

BIBLIOTECA DIGITAL:

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

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

Jefferson Andrade Ancelmo - Serviço de Informação e Documentação (SID)

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

REVISÃO E NORMALIZAÇÃO DOCUMENTÁRIA:

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

Marilúcia Santos Melo Cid - Serviço de Informação e Documentação (SID)

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

EDITORAÇÃO ELETRÔNICA:

Viveca Sant´Ana Lemos - Serviço de Informação e Documentação (SID)



Ministério da
Ciência e Tecnologia



INPE-15755-TDI/1498

**INVESTIGAÇÃO EXPERIMENTAL DE UM
PROPULSOR HÍBRIDO PARA SATÉLITES E
VEÍCULOS ESPACIAIS USANDO PARAFINA E N_2O_4
COMO PROPELENTES**

Cesar Addis Valverde Salvador

Tese de Doutorado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia
Espaciais/Combustão e Propulsão, orientada pelos Drs. Demétrio Bastos Netto e
Fernando de Souza Costa, aprovada em 25 de março de 2009.

Registro do documento original:

<<http://urlib.net/sid.inpe.br/mtc-m18@80/2009/03.19.07.52>>

INPE
São José dos Campos
2009

Dados Internacionais de Catalogação na Publicação (CIP)

V249i Valverde-Salvador, Cesar Addis.
Investigação experimental de um propulsor híbrido para satélites e veículos espaciais usando parafina e N_2O_4 como propelentes / Cesar Addis Valverde Salvador. – São José dos Campos : INPE, 2009.
180p. ; (INPE-15755-TDI/1498)

Tese (Doutorado em Combustão e Propulsão) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2009.

Orientadores : Drs. Demétrio Bastos Netto e Fernando de Souza Costa.

1. Combustão. 2. Propulsão. 3. Foguete híbrido. 4. Parafina. 5. Negro de fumo. I. Título.

CDU 621.313.13

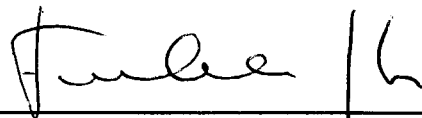
Copyright © 2009 do MCT/INPE. Nenhuma parte desta publicação pode ser reproduzida, armazenada em um sistema de recuperação, ou transmitida sob qualquer forma ou por qualquer meio, eletrônico, mecânico, fotográfico, reprográfico, de microfilmagem ou outros, sem a permissão escrita da Editora, com exceção de qualquer material fornecido especificamente no propósito de ser entrado e executado num sistema computacional, para o uso exclusivo do leitor da obra.

Copyright © 2009 by MCT/INPE. No part of this publication may be reproduced, stored in a retrieval system, or transmitted in any form or by any means, electronic, mechanical, photocopying, recording, microfilming or otherwise, without written permission from the Publisher, with the exception of any material supplied specifically for the purpose of being entered and executed on a computer system, for exclusive use of the reader of the work.

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

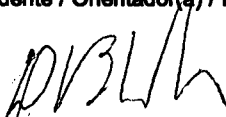
Engenharia e Tecnologia
Espaciais/Combustão e Propulsão

Dr. Fernando de Souza Costa



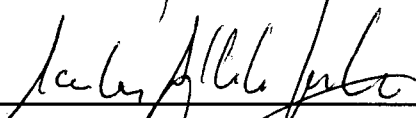
Presidente / Orientador(a) / INPE / Cachoeira Paulista - SP

Dr. Demétrio Bastos Netto



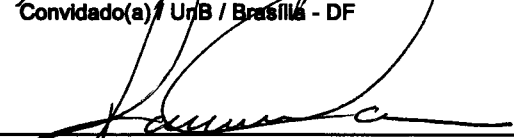
Orientador(a) / VSE / São José dos Campos - SP

Dr. Carlos Alberto Gurgel Veras



Convidado(a) / UnB / Brasília - DF

Dr. Pedro Teixeira Lacava



Convidado(a) / ITA / SJCampos - SP

Dr. Heraldo da Silva Couto



Convidado(a) / VSE / São José dos Campos - SP

Aluno (a): César Addis Valverde Salvador

São José dos Campos, 25 de março de 2009

“O primeiro dever da inteligência é desconfiar dela mesma”.
Albert Einstein

*Dedico este
trabalho à minha
pequena filha,
Dayanna.*

AGRADECIMENTOS

Ao Prof. Dr. Demétrio Bastos Netto, meu orientador, agradeço pelo apoio, pela paciência e pela confiança em mim depositada durante o desenvolvimento deste trabalho, tenho certeza que sem a sua ajuda e a sua insistência este trabalho não teria o mesmo valor científico.

Ao Prof. Dr. Fernando de Souza Costa, meu orientador, a quem tenho uma grande admiração e respeito, agradeço pela disponibilidade constante para resolver todos os problemas que se apresentaram durante o transcurso deste trabalho.

Ao Prof. Dr. Calos Alberto Gurgel Veras agradeço não apenas a sugestão do tema deste trabalho, mas a preciosa oportunidade de absorver seus ensinamentos em estágio no Depto. de Engenharia Mecânica da Universidade de Brasília.

Ao Prof. Dr. José Gobbo Ferreira agradeço pelo serviço prestado, pela paciência e pela disponibilização do Banco de Testes em Condições Atmosféricas (BTCA) onde todos os ensaios do Motor Foguete Híbrido foram realizados.

Aos meus colegas de trabalho do Banco de Testes com Simulação de Altitude (BTSA), especialmente ao Jefferson, Prof. Heraldo, Álvaro, Aguinaldo, e Fabiano, agradeço pelo apoio na parte experimental.

À equipe do Laboratório de Química do LCP agradeço pelos serviços prestados e pela disponibilização dos seus equipamentos eletrônicos durante todo este trabalho.

Aos meus professores do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE) e ao Governo Brasileiro através da Fundação de Amparo à Pesquisa do Estado de São Paulo (FAPESP) pela bolsa de doutorado concedida através do Processo FAPESP 03/12088-8.

Agradeço ao pessoal do prédio Ensaios/Oficina Mecânica sob a liderança do Francisco Carlos, pelos serviços prestados no desenvolvimento experimental do trabalho.

À Empresa Columbian Chemicals Brasil Ltda., agradeço pelo fornecimento do “carbon black” utilizado em todos os testes.

À Empresa Bandeirante Química Brasil (BYK - Chemie), através do Prof. André Moreno Fernandez pelo fornecimento de 10 amostras diferentes de agentes dispersantes utilizados na fabricação de grãos de parafina.

Ao Instituto de Estudos Avançados (IEAv/CTA), através da Dra. Valéria pela fabricação gratuita de duas janelas de vidro de borosilicato que foram utilizadas durante os testes.

Ao Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA/CTA), através do Prof. Dr. Pedro Teixeira Lacava pela boa vontade no fornecimento do Laser Mastersizer-S que ia ser inicialmente utilizado.

Ao Instituto de Pesquisas Tecnológicas (EAS/IPT), através do Prof. José Lafaiete de Souza pela disponibilização do Laser Mastersizer-X utilizado na Medição do Diâmetro das gotas de Parafina.

À Escola de Engenharia de Lorena (EEL-USP), através do Prof. Dr. Marcos Valério Ribeiro pela boa vontade em disponibilizar o Laboratório onde encontra-

se o Torno Eletrônico Digital para os testes de fabricação dos grãos de parafina.

Aos membros da Banca examinadora pela disposição em analisar este trabalho e pelas sugestões recebidas.

À toda a Equipe da Biblioteca do LCP, Maria Aparecida Marcos e Maria Ignês Costa Salles Mura da Silva agradeço pela constante ajuda.

RESUMO

Foi realizada uma investigação experimental de um propulsor híbrido de 70 N de empuxo usando parafina sólida ($C_{20}H_{42}$) e tetróxido de nitrogênio (N_2O_4) como propelentes, a uma pressão de câmara de 25 bar. Uma vez que a parafina não apresenta ação hipergólica com o N_2O_4 , a ignição do motor foi realizada mediante a injeção de uma pequena quantidade (15 g) de dimetil-hidrazina-assimétrica (UDMH). Foi desenvolvida uma técnica de fabricação de grãos de parafina misturada com corante preto e negro de fumo. Vários dispersantes foram testados para prevenir a decantação das partículas de negro de fumo na parafina líquida. Tendo em vista o uso potencial em órbita, foram verificados os efeitos de vácuo e de baixa temperatura sobre a integridade do grão de parafina. Foi construído um dispositivo para medida do tamanho e da distribuição das gotas de parafina, usando-se ar com diferenças de pressão similares às encontradas na injeção do propulsor. O propulsor foi avaliado na Bancada de Testes em Condições Atmosféricas (BTCA) do Laboratório Associado de Combustão e Propulsão do INPE, medindo-se empuxo, vazão de oxidante, pressões e temperaturas.

EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF A HYBRID ROCKET FOR SATELLITES AND SPACECRAFTS USING PARAFFIN AND N_2O_4 AS PROPELLANTS

ABSTRACT

It was performed an experimental investigation of a 70 N hybrid thruster using solid paraffin ($C_{20}H_{42}$) and nitrogen tetroxide (N_2O_4) as propellants, with a chamber pressure of 25 bar. Since paraffin does not present hypergolic action with N_2O_4 , the thruster ignition was made by the injection of a small amount (15 g) of unsymmetrical-dimethyl-hydrazine (UDMH). It was developed a manufacturing technique of grains of paraffin mixed with a black dye and carbon black. Several dispersant agents were tested to avoid decantation of carbon black particles in the liquid paraffin. Considering applications in orbit, the effects of vacuum and low temperature on the grain integrity were assessed. A device was built to determine the size and the distribution of paraffin droplets, using air with pressure differences similar to the ones found in the thruster injection. The thruster was tested in the Atmospheric Condition Bench (BTCA) of the Combustion and Propulsion Laboratory of INPE, with measurements of thrust, oxidizer mass flow rate, pressures and temperatures.

SUMÁRIO

Pág.

LISTA DE FIGURAS

LISTA DE TABELAS

LISTA DE SIGLAS E ABREVIATURAS

LISTA DE SÍMBOLOS

1	INTRODUÇÃO	33
1.1	Propulsores híbridos	33
1.2	Propelente sólido	40
1.2.1	Parafinas	40
1.3	Propelente líquido	41
1.3.1	Tetróxido de nitrogênio (N_2O_4)	41
1.3.2	Dimetil-hidrazina assimétrica $[(CH_3)_2NNH_2]$	42
1.4	O negro de fumo	43
1.5	Instabilidade de combustão	44
1.6	Objetivos	47
2	DESENVOLVIMENTO	49
2.1	Preparação de um grão cilíndrico de parafina	49
2.1.1	Características físico-químicas da parafina	49
2.1.2	Características físico-químicas do corante preto	49
2.1.3	Características físico-químicas do negro de fumo	49
2.1.4	Preparação de um grão cilíndrico de parafina com corante preto	50
2.1.5	Preparação de um grão cilíndrico de parafina com negro de fumo	51
2.2	Comportamento do grão em baixa pressão e baixa temperatura	57
2.2.1	Comportamento do grão em condições de baixa pressão	57
2.2.2	Comportamento do grão em condições de baixa temperatura	60
2.3	Estudo da formação de gotas de parafina em diferentes velocidades de escoamento	62
2.3.1	Fundamento teórico	62
2.3.2	Equipamento e materiais utilizados	63
2.3.3	Procedimento	65
2.3.4	Sistema de geração de gotas de parafina	65
2.3.5	Sistema de medição de gotas de parafina	68
2.3.5.1	Medição manual utilizando uma balança de precisão	68
2.3.5.2	Medição eletrônica utilizando um feixe de laser	69
2.3.6	Técnica de medição de diâmetro da gota	74
2.3.7	Medição de tamanho de gotas de parafina	76
2.3.7.1	Diâmetros médios característicos	76

2.3.7.2	Função de distribuição de Rosin-Ramler	77
2.3.8	Resultados experimentais.....	78
2.4	Desenvolvimento de um propulsor híbrido de 70 N	84
2.4.1	Objetivos de estudo	84
2.4.2	O motor híbrido	85
2.4.3	Programa de equilíbrio químico	86
2.4.4	Fundamento teórico	88
2.4.5	O bocal de exaustão (tubeira ou expensor)	91
2.4.6	Resultados obtidos	97
2.4.7	A placa de injeção.....	99
2.4.8	Testes de ignição	102
2.4.9	Testes de injeção	103
2.4.10	Equipamentos e materiais utilizados.....	105
3	RESULTADOS E DISCUSSÕES.....	113
3.1	Primeira fase.....	115
3.2	Segunda fase.....	125
4	CONCLUSÕES E SUGESTÕES	133
	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	137
	APÊNDICE A	142
	APÊNDICE B	179

LISTA DE FIGURAS

	<u>Pág.</u>
1.1 - Esquemas simplificados de propulsores químicos. (a) Sólido, (b) Líquido, (c) Híbrido.....	34
2.1 - Recipiente transparente contendo parafina (a) Sólida; (b) Líquida.....	51
2.2 - Dispersão das partículas de negro de fumo na parafina	52
2.3 - Agitador magnético utilizado para homogeneizar a mistura de parafina com negro de fumo. (a) Estático; (b) Em movimento	52
2.4 - Tampas de latão (esquerda), forma cilíndrica de alumínio (centro) e tampões de acrílico (direita)	53
2.5 - Torno mecânico utilizado na preparação do grão de parafina.....	54
2.6 - Grão cilíndrico de parafina com negro de fumo	54
2.7 - Agentes dispersantes da classe Disperbyk 108, 2000 e 2150, respectivamente	56
2.8 - Grão de parafina preparado sem dispersante e com 5% em massa de negro de fumo	57
2.9 - Evolução da pressão na câmara de vácuo	58
2.10 - Grão de parafina utilizado nos testes de baixa pressão	59
2.11 - Câmara de vácuo localizada no Laboratório BTSA/LCP/INPE.....	59
2.12 - Grãos de parafina dentro da câmara de vácuo	60
2.13 - Grão de parafina utilizado nos testes de baixa temperatura (a) antes do teste; (b) depois do teste	61
2.14 - (a) Garrafa térmica e recipiente de vidro após o teste; (b) Grão de parafina após o teste	62
2.15 - Instabilidade de filme, formação de gotas e queima de parafina sólida. 63	
2.16 - Recipiente retangular de aço carbono utilizado nos testes; (a) Vista frontal, (b) Vista lateral	64
2.17 - Aquecimento de um grão cilíndrico de parafina utilizando duas lâmpadas infravermelhas	65
2.18 - Sistema para a geração de gotas de parafina. (a) Utilizando um soprador de ar; (b) Utilizando ar comprimido.....	66
2.19 - Geração de gotas de parafina utilizando um soprador de ar	67
2.20 - Geração de gotas de parafina utilizando ar comprimido.....	67
2.21 - Desenho esquemático da localização da entrada de ar comprimido.....	67
2.22 - Estimativa da distribuição de tamanhos de gotas de parafina geradas utilizando ar comprimido.....	69
2.23 - Laser Malvern-Mastersizer-X utilizado para a medição de tamanho de partículas. (a) Vista em perspectiva, (b) Vista frontal	70
2.24 - Caixa de acrílico utilizada para o alojamento dos vidros de borosilicato não temperado	70
2.25 - Exemplo da apresentação em tela do resultado do software utilizado na coleta de dados e na medição de tamanho de partículas (Malvern Mastersizer-X)	71
2.26 - Instalações da Estação de Avaliação de Sprays	72

2.27 - Bancada de testes do sistema de geração e medição de gotas de Parafina. (a) Vista em perspectiva; (b) Vista frontal	73
2.28 - Dados experimentais da variação da vazão com a pressão em um compressor de tipo parafuso modelo Atlas Copco GAVSD 50.....	73
2.29 - Arranjo ótico do instrumento de medição.....	74
2.30 - Apresentação de resultados na forma de histograma e distribuição cumulativa	75
2.31 - Curvas de distribuição de tamanho de gotas para uma pressão de escoamento de 2,82 bar. (a) Histograma; (b) Distribuição cumulativa ..	79
2.32 - Tabela de análise dos resultados experimentais obtidos na forma de histograma e distribuição cumulativa para uma pressão de 2,82 bar....	79
2.33 - Variação do Diâmetro D_{32} com a obscurecência para $P = 10$ e 14 kgf/cm^2	80
2.34 - Influência da pressão sobre o SMD utilizando parafina como propelente	81
2.35 - Sistema de geração de gotas de parafina utilizando ar comprimido.....	82
2.36 - Evolução do aumento da área superficial do grão de parafina durante o processo de geração de gotas	84
2.37 - Vista seccionada da tubeira; (a) Perfil lateral, (b) Perfil Isométrico.....	91
2.38 - Software utilizado (Hybrid Design Program v.1.1.3) no cálculo da taxa de regressão do grão de propelente.....	94
2.39 - Placa injetora bipropelente (a) Vista em perspectiva; (b) Corte lateral; (c) Vista frontal	101
2.40 - Vista seccionada e ampliada da placa Injetora bipropelente. (a) Perfil Lateral; (b) Perfil isométrico.....	101
2.41 - (a) Sistema para pressurização de água; (b) Protótipo do injetor bipropelente.....	103
2.42 - Teste de qualificação do injetor bipropelente utilizando água destilada, com funcionamento dos canais de oxidante.....	104
2.43 - Teste de qualificação do injetor bipropelente utilizando água destilada, com funcionamento dos canais de oxidante e combustível.....	104
2.44 - (a) Transmissor de pressão industrial PTX 7217 0-40 bar; (b) Conectores e adaptadores em aço inox 316, Swagelok.....	105
2.45 - Válvula de esfera com atuador elétrico marca Swagelok SS-42GS4-41DC-1466	106
2.46 - Protótipo do propulsor híbrido de 70 N	108
2.47 - Tubeira de nióbio, (a) Vista da seção convergente; (b) Vista da seção divergente.....	109
2.48 - Capa protetora da tubeira fabricada em aço carbono, (a) Vista frontal; (b) Vista isométrica	109
2.49 - Câmara de combustão, pré-câmara, pós-câmara e tampas de vedação, fabricadas em aço carbono	109
2.50 - Esquema da bancada de testes do propulsor híbrido de 70 N	111
2.51 - Esquema simplificado da posição dos termopares e do transdutor de pressão no propulsor híbrido de 70 N	111

3.1 - Bancada de testes do propulsor híbrido de 70 N. (a) Vista em perspectiva; (b) Vista frontal.....	113
3.2 - Esquema da posição do termopar dentro da parede da câmara.....	114
3.3 - Propulsor híbrido de 70 N em funcionamento.....	114
3.4 - Esquema do propulsor híbrido, com comprimento da pré-câmara igual ao comprimento da pós-câmara.....	115
3.5 - (a) Temperatura da parede na pós-câmara. (b) Temperatura da parede no lado da linha de combustível.....	116
3.6 - Evolução da pressão no tempo. (a) Tanque de oxidante; (b) Pós-câmara de combustão.....	117
3.7 - Variação da vazão do par hipergólico utilizado para a ignição, NTO e UDMH.....	118
3.8 - Grão de combustível. (a) Antes do ensaio; (b) Após o ensaio.....	118
3.9 - Teste HI091001. (a) Pressão na linha de propelente, (b) Pressão na câmara, (c) Empuxo, (d) Vazão mássica, (e) Frequência.....	120
3.10 - Teste HI101001. (a) Pressão na linha de propelente, (b) Pressão na câmara, (c) Empuxo, (d) Vazão mássica, (e) Frequência.....	121
3.11 - Teste HI101002. (a) Pressão na linha de propelente, (b) Pressão na câmara, (c) Empuxo, (d) Vazão mássica, (e) Frequência.....	122
3.12 - Teste HI101003. (a) Pressão na linha de propelente, (b) Pressão na câmara, (c) Empuxo, (d) Vazão mássica, (e) Frequência.....	123
3.13 - Teste HI111001. (a) Pressão na linha de propelente, (b) Pressão na câmara, (c) Empuxo, (d) Vazão mássica, (e) Frequência.....	124
3.14 - Esquema do propulsor híbrido, com comprimento da pré-câmara menor que o comprimento da pós-câmara.....	126
3.15 - Teste HI021001. (a) Pressão. (b) Empuxo. (c) Vazão mássica.....	127
3.16 - Teste HI151002. (a) Pressão. (b) Empuxo. (c) Vazão mássica.....	128
3.17 - Teste HI151003. (a) Pressão. (b) Empuxo. (c) Vazão mássica.....	129
3.18 - Teste HI161001. (a) Pressão. (b) Empuxo. (c) Vazão mássica.....	130
3.19 - Teste HI161002. (a) Pressão. (b) Empuxo. (c) Vazão mássica.....	131
A.1 - Forma cilíndrica de alumínio com rosca nos extremos, tampas de acrílico e tampões de latão utilizado na fabricação dos grãos de parafina e negro de fumo. (a) Vista isométrica; (b) Vista lateral.....	143
A.2 - Desmontagem da forma cilíndrica, cotas do cilindro de alumínio com rosca para posterior fabricação.....	144
A.3 - Desmontagem da forma cilíndrica, cotas da tampa de acrílico para posterior fabricação.....	145
A.4 - Desmontagem da forma cilíndrica, cotas da tampa de latão para posterior fabricação.....	146
A.5 - Caixa de acrílico. (a) Vista isométrica; (b) Vista lateral; (c) Vista frontal.....	147
A.6 - Desmontagem da caixa de acrílico, cotas da tampa 01 lateral para posterior fabricação.....	148
A.7 - Desmontagem da caixa de acrílico, cotas da tampa inferior 02 para posterior fabricação.....	149

A.8 - Desmontagem da caixa de acrílico, cotas da tampa lateral 02 para posterior fabricação	150
A.9 - Desmontagem da caixa de acrílico, cotas da tampa media 04 para posterior fabricação	151
A.10 - Desmontagem da caixa de acrílico, cotas da tampa superior para posterior fabricação	152
A.11 - Desmontagem da caixa de acrílico, cotas da janela cilíndrica de borosilicato para posterior fabricação	153
A.12 - Desmontagem da caixa de acrílico, cotas da base para posterior fabricação	154
A.13 - Desmontagem da caixa de acrílico, cotas da base 01 para posterior fabricação	155
A.14 - Desmontagem da caixa de acrílico, cotas do segurador da caixa para posterior fabricação	156
A.15 - Caixa retangular em aço carbono com suporte. (a) Perspectiva isométrica, (b) Vista frontal, (c) Vista lateral	157
A.16 - Caixa retangular em aço carbono sem suporte. (a) Perspectiva isométrica, (b) Vista lateral	158
A.17 - Caixa retangular em aço carbono sem suporte acoplado na caixa de acrílico. (a) Perspectiva isométrica, (b) Vista lateral	159
A.18 - Injetor bipropelente fabricado em aço inox 316. (a) Perspectiva isométrica, (b) Vista lateral, (c) Vista frontal	160
A.19 - Desmontagem do injetor bipropelente, cotas do flange, injetor 01X, para posterior fabricação	161
A.20 - Desmontagem do injetor bipropelente, cotas do cilindro de combustível (UDMH), injetor 02X, para posterior fabricação	162
A.21 - Desmontagem do injetor bipropelente, cotas do cilindro de oxidante (NTO), injetor 03X, para posterior fabricação	163
A.22 - Bocal de exaustão fabricado em nióbio. (a) Perspectiva isométrica, (b) Vista lateral, (c) Vista frontal	164
A.23 - Cotas da tubeira para posterior fabricação	165
A.24 - Protótipo do motor foguete híbrido de 70 N. (a) Perspectiva isométrica, (b) Vista lateral	166
A.25 - Desmontagem do motor foguete híbrido, cotas da capa protetora da tubeira para posterior fabricação	167
A.26 - Desmontagem do motor foguete híbrido, cotas da tampa lateral que cobre o grão de parafina	168
A.27 - Desmontagem do motor foguete híbrido, cotas do anel de vedação da tubeira	169
A.28 - Desmontagem do motor foguete híbrido, cotas do anel de vedação do flange do injetor	170
A.29 - Desmontagem do motor foguete híbrido, cotas da câmara de combustão	171
A.30 - Desmontagem do motor foguete híbrido, cotas da pós-câmara de combustão	172

A.31 - Desmontagem do motor foguete híbrido, cotas da pré-câmara de combustão	173
A.32 - Desmontagem do motor foguete híbrido, cotas do grão cilíndrico de parafina	174
A.33 - Desmontagem do motor foguete híbrido, cotas do tubo de PVC que envolve o grão de parafina	175
A.34 - Protótipo do motor foguete híbrido de 70 N montado. (a) Perspectiva isométrica, (b) Vista lateral	176

LISTA DE TABELAS

	<u>Pág.</u>
1.1 - Propriedades físico-químicas do N_2O_4	42
1.2 - Propriedades físico-químicas da UDMH.....	43
2.1 - Efeitos da fração de massa do negro de fumo sobre a decantação	55
2.2 - Composição final do grão de parafina.....	56
2.3 - Diâmetros medidos das gotas de parafina, com $P_{inj} = 10 \text{ kgf/cm}^2$	83
2.4 - Diâmetros medidos das gotas de parafina, com $P_{inj} = 14 \text{ kgf/cm}^2$	83
2.5 - Parâmetros iniciais para o projeto do motor	84
2.6 - Parâmetros de desempenho obtidos utilizando o programa CEA.....	87
2.7 - Propriedades termodinâmicas dos propelentes	87
2.8 - Dimensões do grão propelente	97
2.9 - Parâmetros de desempenho do motor	97
2.10 - Dimensões da tubeira	98
2.11 - Vazões mássicas	98
2.12 - Pressões e temperaturas	98
2.13 - Resultados obtidos utilizando o programa HDP v. 1.1.3	98
3.1 - Pressão inicial no tanque e massa total de propelente utilizado	119
3.2 - Massa total de propelente utilizado nos testes da segunda fase	126

LISTA DE SIGLAS E ABREVIATURAS

PAH	Hidrocarbonetos aromáticos policíclicos
PVC	Policloreto de vinila
RPM	Revoluções por minuto
SMD	Diâmetro médio de Sauter
MMD	Diâmetro médio mássico
IEAv	Instituto de Estudos Avançados
EAS	Estação de Avaliação de Sprays
IPT	Instituto de Pesquisas Tecnológicas
ITA	Instituto Tecnológico de Aeronáutica
LOX	Oxigênio líquido
GOX	Oxigênio gasoso
PMMA	Metacrilato de polimetila
PE	Polietileno
HTPB	Polibutadieno hidroxilado
UHMWPE	Polietileno de ultra alto peso molecular

LISTA DE SÍMBOLOS

Latinos

A	Área, m ²
A_{inj}	Área total de injeção, mm ²
a	Número de moles, constante adimensional
c	Velocidade efetiva de descarga, m/s
c^*	Velocidade característica de descarga, m/s
C_d	Coeficiente de descarga, adimensional
C_F	Coeficiente de empuxo, adimensional
C_p	Calor específico a pressão constante, KJ/kg.K
d_b	Distância de queima, mm
D	Diâmetro ou diâmetro médio, cm
D_{32}	Diâmetro Médio de Sauter, μm
$D_{(v;0,1)}$	Diâmetro característico, μm
$D_{(v;0,5)}$	Diâmetro Médio Mássico, μm
$D_{(v;0,9)}$	Diâmetro característico, μm
f	Razão de mistura, adimensional
F	Empuxo, N
FO	Razão de mistura combustível-oxidante, adimensional
g_0	Aceleração da gravidade, 9,81 m/s ²
$\dot{G}$	Fluxo de massa, g/cm ² .s
$\bar{h}_f^0$	Entalpia de formação, kJ/mol
I_s	Impulso específico, s
L_g	Comprimento do grão, mm
m	Massa, g
$\dot{m}$	Vazão mássica, kg/s
M	Massa molar, kg/kmol
$\bar{M}_g$	Massa molar do gás, kg/kmol

N	Número de gotas, adimensional
N_p	Número de portas de combustão
O/F	Razão de mistura oxidante-combustível, adimensional
P	Pressão, bar
q	Constante, adimensional
Q	Fração de volume cumulativo, adimensional
$\dot{r}$	Taxa de regressão, mm/s
R	Raio da porta de combustão, mm
R_f	Raio externo do grão de propelente, mm
R_i	Raio interno do grão de propelente, mm
R_g	Constante específica da mistura dos gases, KJ/kg.K
t_b	Tempo de queima, s
T	Temperatura, K
v	Velocidade, m/s
v_{inj}	Velocidade de injeção, m/s
v_{som}	Velocidade do som, m/s
V_{util}	Volume útil do grão, m ³
X	Constante, adimensional

Gregos

ρ	Densidade, g/cm ³
Γ	Função gama
γ	Razão de calores específicos
ε	Razão de expansão
η_i	Eficiência da combustão
Φ	Razão de equivalência
ΔP	Perda de carga do injetor

Índices Inferiores

1	Condição do gás na câmara de combustão
2	Condição do gás na saída da tubeira
3	Condições atmosféricas
<i>b</i>	Ponto de ebulição
<i>c</i>	Ponto crítico
<i>exp</i>	Condições experimentais
<i>f</i>	Ponto de fusão
<i>inj</i>	Injetor
<i>F</i>	Combustível
<i>O</i>	Oxidante
<i>s</i>	Condições estequiométricas
<i>t</i>	Condição do gás na garganta da tubeira
<i>teo</i>	Condições teóricas

1. INTRODUÇÃO

1.1 Propulsores Híbridos

Missões espaciais requerem propulsores com empuxo variando de frações de 1,0 N, para controle e guiagem de satélites e plataformas espaciais, a valores superiores a 10^6 N para os estágios inferiores de veículos lançadores. A forma de atuação dos propulsores é igualmente variada, podendo operar em pequenos pulsos com duração de alguns milésimos de segundos a períodos com duração de dezenas de minutos.

O princípio de funcionamento dos propulsores baseia-se na conservação da quantidade de movimento, isto é, matéria (propelente) é ejetada em uma direção aumentando a quantidade de movimento do propulsor na outra direção.

Os sistemas de propulsão podem utilizar diversas fontes de energia, por exemplo, química, elétrica, nuclear e solar. Os sistemas usando reações químicas têm sido os mais utilizados e podem ser classificados de acordo com a fase dos propelentes utilizados: motores a propelentes sólidos, a propelentes líquidos e a propelentes híbridos. Os motores híbridos empregam propelentes em fases diferentes, usualmente o combustível na fase sólida e o oxidante na fase líquida. A Figura 1.1 mostra esquemas de propulsores químicos.

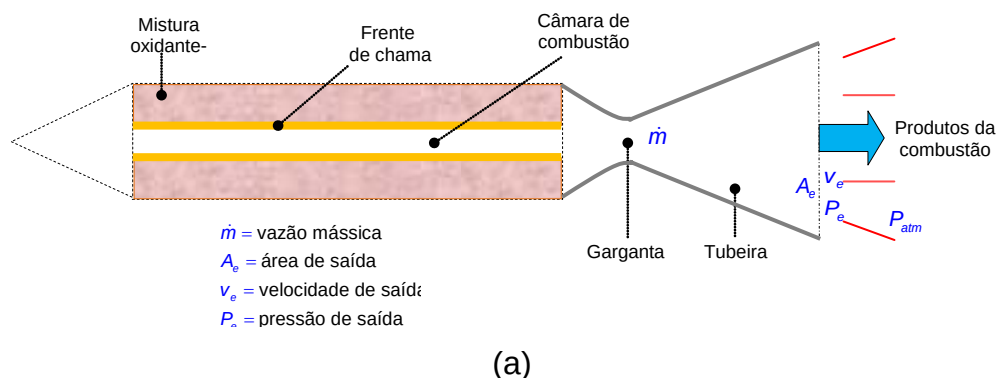
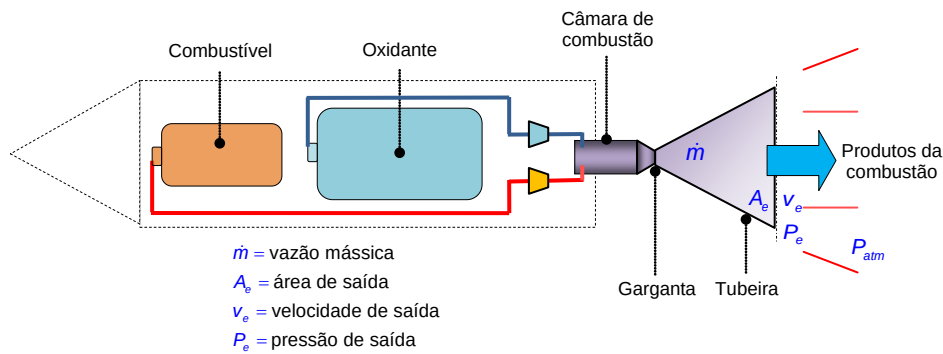
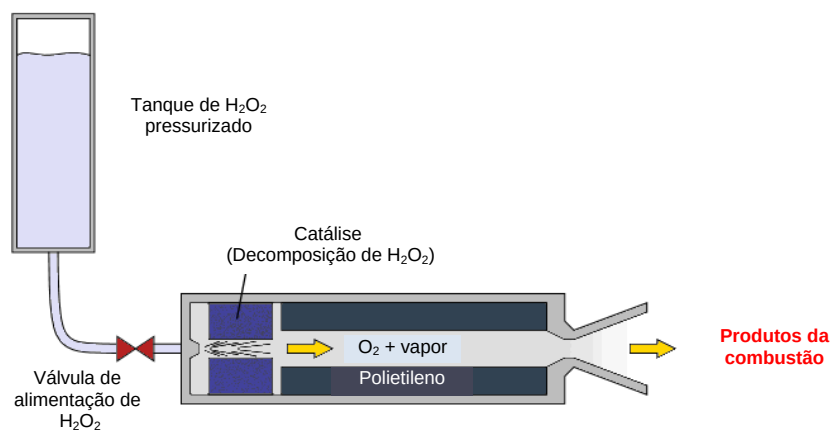


Figura 1.1 – Esquemas simplificados de propulsores químicos. (a) Sólido, (b) Líquido, (c) Híbrido. (continua)



(b)



(c)

Figura 1.1 – Conclusão.

Sistemas de propulsão de foguetes híbridos possuem muitas vantagens sobre os foguetes convencionais que utilizam propelentes sólidos ou líquidos, podendo-se citar, entre outras: confiabilidade e segurança no manuseio, baixo custo, mínimo impacto ambiental e capacidade operacional para a desativação e religamento do motor, Kuo (1997) e Chiaverini et al. (1992).

O desenvolvimento de foguetes híbridos desponta como um trabalho promissor, conforme indica o grande número de estudos nesta área de propulsão atualmente, Kulkarni e Panda, 1980; Korting et al., 1987; Sparks, 1988; Chiaverini et al. 1999; Chiaverini et al. 2000; Chiaverini et al. 2001; George et al., 2001.

Marxman et. al (1964) desenvolveram um modelo matemático para a taxa de regressão em um motor foguete híbrido no qual é considerada a transferência de calor por convecção para o grão, e as fases transiente e estacionária. Eles previram teoricamente a posição da chama e a taxa de regressão para um escoamento em placa plana e compararam seus resultados com medidas experimentais de um queimador plano de LOX/PMM.

Smoot e Price (1967) estudaram a dependência da pressão e do fluxo de oxidante sobre a taxa de regressão dos propelentes híbridos. Eles utilizaram como combustíveis: borracha butílica, hidreto de lítio e poliuretano e como oxidantes gasosos: flúor, oxigênio e nitrogênio. O oxigênio e o nitrogênio foram misturados com flúor em diferentes proporções variando independentemente a pressão parcial e total do flúor de 4 a 130 psi e de 20 a 165 psi respectivamente e o fluxo mássico foi variado de 0,014 a 0,21 lb/in²s. Os resultados daqueles autores mostraram que diluindo flúor com oxigênio ou com nitrogênio obtêm-se basicamente os mesmo resultados indicando que o oxigênio e o nitrogênio agem apenas como solventes quando misturados com flúor.

Saraniero et. al (1973) estudaram os problemas associados com o religamento de motores de foguete híbridos, ou seja, motores de foguete onde oxidante líquido ou gasoso é injetado na porta de um grão de propelente sólido com posterior mistura e queima do oxidante e combustível. Eles utilizaram como propelentes LOX e PMMA i.e., metacrilato de polimetila (também conhecido como Plexiglass).

Korting et al. (1987) obtiveram resultados experimentais da combustão de metacrilato de polimetila (PMMA) e polietileno com oxigênio e diferentes misturas de oxigênio e nitrogênio. Eles analisaram os fatores que afetam a taxa de regressão do combustível tais como: a vazão de massa de oxidante, a

geometria do grão, a pressão na câmara e no tanque de oxidante, a composição do oxidante e o tempo de queima do grão.

Strand et al. (1992) estudaram o desempenho de várias misturas de combustíveis reduzindo assim a dependência da geometria do grão sobre a taxa de regressão. Combustível HTPB (polibutadieno hidroxilado) foi analisado e combinado com carvão mineral e partículas de alumínio em diferentes proporções produzindo as seguintes formulações de propelentes LS-124 (100% HTPB), LS-123 (30% HTPB, 30% de carvão e 40% de alumínio de 40 μm) e LS-125 (30% HTPB, 30% de carvão e 40% de alumínio de 90 μm). Eles encontraram também que a transferência de calor por radiação contribui significativamente na aceleração da taxa de regressão.

Ventura e Heister (1993) estudaram as vantagens de um motor híbrido utilizando peróxido de hidrogênio (85-90 %) sobre aqueles que utilizam LOX como oxidante. Foi encontrado que a impulsão específica é menor em motores utilizando H_2O_2 do que utilizando LOX nas mesmas condições de operação.

Wernimont e Meyer (1994) desenvolveram um motor híbrido utilizando peróxido de hidrogênio com oxidante, e estudaram a ignição, combustão e taxa de regressão de um grão de HTPB.

Carrick e Larson (1995) estudaram a combustão de combustíveis criogênicos tais como: etileno e n-pentano medindo a pressão na câmara e o fluxo de massa de oxidante, e verificaram que a taxa de queima dos combustíveis criogênicos é de 5 a 10 vezes mais rápida do que o PMMA.

Lin e Chiu (1995) desenvolveram um modelo numérico para o estudo dos processos de combustão em um motor foguete híbrido, e consideraram o volume médio do diâmetro das gotas, escoamento turbulento e bifásico, evaporação, combustão e arrasto das gotas. Seus resultados mostraram que a

eficiência da combustão se incrementa quando aumenta o ângulo do cone de saída do spray e diminui quando a taxa de fluxo de oxidante é incrementada.

Ventura e Heister (1995) analisaram e compararam os desempenhos de dois motores híbridos utilizando HTPB/LOX e PE/PH (polietileno/peróxido de hidrogênio). Eles variaram a pressão na câmara, a pressão no tanque de oxidante, a razão de mistura e dimensões do grão de combustível. Seus estudos mostraram que sob as mesmas condições de operação é necessária uma elevada razão de mistura no sistema PE/PH conduzindo, conseqüentemente, a um maior consumo de oxidante e uma menor câmara de combustão do que utilizando HTPB/LOX.

Karabeyoglu e Altman (1999) estudaram o comportamento da taxa de regressão em motores de foguete híbridos. Para isto desenvolveram um modelo numérico que considera a influência do fluxo de calor por convecção e radiação sobre uma superfície derretida do combustível utilizando como combustíveis HTPB e PMM.

Karabeyoglu e Altman (2001) idealizaram um método para que a parafina queime três vezes mais rápido do que se havia conseguido anteriormente, ou seja, rápido o suficiente para ser usada como combustível de foguetes. Em seu projeto a parafina queima na presença de oxigênio gasoso, o que faz com que a parafina queime a uma temperatura mais alta do que quando queima com ar (que afinal tem apenas 21% O_2 em volume). A inovação de Karabeyoglu foi soprar o oxigênio sobre a superfície derretida da parafina com velocidade suficiente para agitar a superfície, as gotas de parafina produzidas por este processo queimam rapidamente triplicando assim a taxa de combustão.

Philmon e Krishman (2001) estudaram diversos métodos para incrementar a taxa de regressão de um motor híbrido utilizando HTPB (Polibutadieno Hidroxilado) e oxigênio gasoso (GOX). Eles estudaram os efeitos da adição do

perclorato de amônio e alumínio em grãos de combustível sólido, e observaram um incremento da taxa de regressão de 20-30 % devido à adição de partículas de alumínio.

Risha et al. (2001) determinaram a taxa de combustão de combustíveis sólidos baseados em HTPB (Hydroxyl Terminated Polybutadiene) usando oxigênio líquido como oxidante.

Krauss (2002) desenvolveu um motor híbrido de 1000 lb de empuxo utilizando HTPB/ N_2O a fim de determinar a taxa de regressão do combustível para diversas pressões na câmara de combustão.

Carmicino e Sorge (2003) conduziram vários testes para determinar o comportamento da taxa de regressão de um motor foguete utilizando oxigênio e polietileno como propelentes. Eles utilizaram um injetor cônico para a injeção de oxidante e observaram que a taxa de consumo de combustível foi consideravelmente maior na superfície de contato entre o oxigênio e o combustível.

Casalino e Pastrone (2003) estudaram a importância (vantagens) do controle de oxidante em motores de foguete híbridos para satélites pequenos utilizando grãos cilíndricos de polietileno de porta simples e peróxido de hidrogênio de 85% de pureza. Eles compararam diferentes estratégias de controle tais como: razão de mistura constante, re-pressurização, pressão constante na câmara de combustão e no tanque de propelente.

Cai e Tian (2006) estudaram o desempenho, a taxa de regressão e as características de combustão de um grão de propelente sólido de foguete híbrido. Eles desenvolveram um modelo computacional utilizando LOX/HTPB como oxidante.

Santos et. al (2006) realizaram vários testes estáticos de um propulsor híbrido utilizando polietileno de ultra alto peso molecular (UHMWPE) e parafina como combustíveis e como oxidantes GOX e N_2O . Eles investigaram a ignição dos combustíveis sólidos, o desempenho do processo de queima e da taxa de regressão do grão em diferentes condições de operação, encontrando que motores híbridos com combustíveis utilizando parafina apresentam um desempenho de 2 a 3 vezes melhor do que utilizando UHMWPE.

Gouvea e Costa (2007) estudaram o emprego da parafina e do peróxido de hidrogênio (H_2O_2) como propelentes em um sistema propulsivo híbrido e analisaram a distribuição de massas de um veículo lançador multi-estágios. Eles testaram a eficiência de catalisadores para decompor o peróxido de hidrogênio e determinar o desempenho de motores híbridos.

Nos últimos anos um centro de pesquisa da NASA (Ames Research Center) vem experimentando uma nova tecnologia para foguetes híbridos utilizando parafinas e similares como combustíveis. Este material poderia converter-se no combustível ecológico dos foguetes do futuro. O novo combustível consiste de uma ampla variedade de parafinas comumente conhecidas como ceras ("wax"). A característica mais importante da parafina é que, em condições iguais de operação, ela queima três vezes mais rápido do que o HTPB (combustível sólido padrão mais usado em propulsores híbridos), produzindo mais empuxo para uma mesma área superficial.

Um dos principais problemas associados com os propulsores híbridos é a baixa taxa de queima do grão do combustível sólido em relação aos propulsores sólidos convencionais e, como consequência, um desempenho inferior.

Os atuais propulsores de combustível sólido usam materiais sólidos compostos, principalmente contendo perclorato de amônio como oxidante, o que faz com que os gases formados pela combustão sejam prejudiciais para o

ambiente devido à formação de ácido clorídrico e de outros compostos químicos nocivos.

Já a parafina queima de um modo mais limpo. Os principais gases produzidos são o vapor de água e o dióxido de carbono. Além disso, a utilização de propulsores híbridos usando parafina poderia reduzir os perigos de explosão nos lançamentos.

Variando-se a vazão do oxidante, os propulsores híbridos podem ser controlados em um amplo intervalo de operação, incluindo seus eventuais apagamentos e acendimentos. Esta é uma razão pela qual poderiam eles ser considerados como possíveis substitutos dos atuais propulsores sólidos, cuja desativação após o acendimento é um processo complexo. Um conceito de projeto que se considera importante é que um propulsor híbrido seja capaz de voltar ao lugar de lançamento para ser recarregado o que significaria economizar um custo considerável.

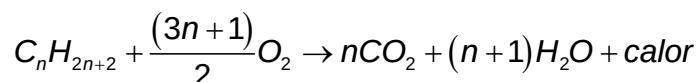
Este moderno sistema de propulsão poderá em futuro próximo impulsionar sondas e foguetes comerciais de carga ao espaço. Poderia também inclusive formar o coração de uma nova geração de propulsores a combustível sólido substituindo os motores convencionais de primeiro estágio a propelente sólido (Solid Rocket Boosters - SRB) para transportadores, e poderiam ser o aspecto chave de que carecem os SBR atuais: um sistema que permita o desligamento do motor.

1.2 Propelente Sólido

1.2.1 Parafinas

As parafinas são hidrocarbonetos saturados com fórmula geral C_nH_{2n+2} , onde n é o número de carbonos que os compõem, e têm suas cadeias abertas lineares ou ramificadas. Encontradas no petróleo são conhecidas por sua alta pureza,

brilho e odor reduzido, não são solúveis em água e podem se apresentar nas três fases, conforme o número de átomos de carbono. Os mais leves são gasosos e os mais pesados, sólidos. Ao queimar, em condições estequiométricas ideais, produzem dióxido de carbono e água, conforme a equação:



São comumente encontradas com aparência de cera sólida branca, sem odor, sem gosto e com ponto de fusão típico entre 58°C e 62°C. São insolúveis em água, mas solúveis em dietil-éter, éter, benzeno e em certos ésteres. As Parafinas não reagem com a maioria dos reagentes químicos mais comuns, mas queimam rapidamente.

1.3 Propelente Líquido

O termo propelente líquido é usado comumente para definir os combustíveis líquidos (hidrogênio, hidrazinas, gasolinas, etc.) e os oxidantes líquidos (oxigênio, tetróxido de dinitrogênio, ácido nítrico, etc). A matéria ejetada (consistindo nos produtos da reação combustível-oxidante) a altas velocidades pela tubeira fornece o empuxo do foguete. A seleção dos propelentes é o primeiro e mais importante passo no projeto de um motor foguete. Vários fatores influenciam na seleção do tipo de propelente, entre elas estão: desempenho, segurança no armazenamento e no manuseio, disponibilidade e preço. Os sistemas de propulsão a propelente líquido podem ser classificados em monopropelentes e bipropelentes.

1.3.1 Tetróxido de Nitrogênio (N₂O₄)

Este propelente é um dos oxidantes mais utilizados nos motores de foguete para satélites e manobras orbitais. Apresenta-se normalmente em mistura com

NO e sua cor varia de vermelho ao marrom dependendo do teor deste último na mistura. É medianamente corrosivo quando está puro e forma ácidos fortes quando é misturado com água. É hipergólico com muitos combustíveis e pode causar ignição espontânea quando entra em contato com papel, couro ou madeira. É extremamente tóxico quando inalado na fase gasosa. O N_2O_4 possui ponto de ebulição de 294,3 K (21,2 °C) que pode ser diminuído adicionando-se pequenas quantidades de óxido nítrico (NO_2) ou nitroso (NO).

Ao entrar em contato com a água forma ácido nítrico (HNO_3). A redução do ácido nítrico pode produzir tetróxido de nitrogênio que é formado pela reação espontânea entre o NO e o oxigênio. A Tabela 1.1 mostra as propriedades físico-químicas do N_2O_4 .

Tabela 1.1 – Propriedades Físico-Químicas do N_2O_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), 2008.

1.3.2 Dimetil-Hidrazina Assimétrica $[(CH_3)_2NNH_2]$

A dimetil-hidrazina assimétrica (UDMH) é bastante utilizada por ser mais estável do que o N_2H_4 e o MMH, particularmente em altas temperaturas. Em comparação com as outras hidrazinas a UDMH fornece um impulso específico menor. Em propulsores de foguete é comumente utilizada misturada com a hidrazina com uma proporção de 30 a 50 % em massa de UDMH, formando as

chamadas aerozinas. A UDMH é possui solubilidade em água, hidrazina, dimetil-hidrazina, etanol, aminas e outros derivados do petróleo. Pode ser fatal se inalado, ingerido ou absorvido pela pele, causando danos ao fígado, rins, sangue, pulmões e sistema nervoso, em contato com a pele causa reação alérgica sendo altamente cancerígeno na maioria dos casos.

Tabela 1.2 – Propriedades Físico-Químicas da UDMH

Fórmula Molecular	C ₂ H ₈ N ₂
Peso molecular (g/mol)	60,1
Densidade a 25 °C (g/cm ³)	0,793
Viscosidade a 20°C (cp)	0,56
Temperatura de fusão (°C)	-57
Temperatura de ebulição (°C)	63

Fonte: National Institute of Standards and Technology (NIST), 2008.

1.4 O Negro de Fumo

O negro de fumo é uma forma de carbono amorfo composto por partículas coloidais de carbono elementar puro. O negro de fumo é produzido pela combustão incompleta ou decomposição térmica de hidrocarbonetos líquidos ou gasosos. O desempenho da aplicação do negro de fumo é determinado por sua natureza e pelo nível de dispersão alcançado. As propriedades físicas e químicas mais importantes são: tamanho de partícula, área superficial, porosidade, estrutura, característica química da superfície e forma física.

O tamanho de partícula exerce uma influência fundamental nas propriedades cromáticas. Partículas de menor tamanho levam a cores mais intensas e maior viscosidade, mas requerem mais energia para a dispersão. O tamanho da partícula é medido por meio de microscopia eletrônica.

A área superficial é um critério de controle de qualidade, sendo uma função do tamanho da partícula e da porosidade do negro de fumo. Partículas de

menor diâmetro dão origem a uma área superficial maior. Uma maior área superficial está associada a uma maior profundidade de cor e viscosidades mais elevadas.

A porosidade é indicada por meio da comparação da área superficial externa do negro de fumo. Negros de fumo de cor intensa e condutivos tendem a ter alto grau de porosidade.

A estrutura é uma medida da fusão tridimensional das partículas de negro de fumo para formar agregados. Negros de fumo com alta estrutura proporcionam maior viscosidade, maior condutividade elétrica e fácil dispersão.

A característica química da superfície dos negros de fumo industriais refere-se, de uma forma geral, a grupo que contém oxigênio, presente na superfície do negro de fumo. As superfícies oxidadas melhoram a capacidade de umectação, reologia e dispersão em sistemas específicos. Em outros casos, a oxidação aumenta a resistividade elétrica e torna os negros de fumo mais hidrofílicos. O grau de oxidação da superfície é medida pela determinação da quantidade de “componentes voláteis” contidos no negro de fumo.

A forma física é importante para adequar o negro de fumo ao equipamento pelo qual será dispersado. Recomenda-se negro de fumo em pó para dispersões de baixo cisalhamento. Negros de fumo granulados são recomendados para equipamentos de alto cisalhamento.

1.5 Instabilidade de combustão

A instabilidade de combustão é definida pela natureza das flutuações da pressão dentro da câmara de combustão. Flutuações da pressão formam parte do funcionamento normal e estável do motor de foguete. Em um processo de combustão instável aparecem grandes concentrações de energia vibratória, em

uma ou mais frequências, que podem facilmente ser reconhecidas como ruídos aleatórios.

O funcionamento estável do motor é um pré-requisito no projeto de uma câmara de combustão de foguete devido a que altas frequências de instabilidade de combustão podem causar sérios danos ao motor. O objetivo principal de se utilizarem sistemas de amortecimento em câmaras de combustão é o fato de eles atuarem sobre a frequência própria de oscilação da câmara, que, portanto, deve ser conhecida antes de iniciar um projeto.

A estabilidade de combustão pode ser amplamente melhorada adicionando sistemas de amortecimento tais como obstáculos (*baffles*) e ressonadores capazes de suprimir ou minimizar frequências de ressonância em uma câmara de combustão, que poderão causar instabilidade de combustão. Modificações na configuração do injetor também podem melhorar a estabilidade, embora possam também prejudicar o desempenho do motor e permitir um superaquecimento da câmara de combustão, Huzel e Huang (1992).

Instabilidade na combustão é reconhecidamente um dos maiores problemas frequentemente encontrados por engenheiros durante o desenvolvimento de motores-foguete tanto a propelente sólido como líquidos. O desempenho de um motor pode ser severamente afetado por estas frequências de instabilidade, possivelmente levando o motor a uma explosão. A principal meta a ser atingida durante o estudo de instabilidades na combustão, seja por meio de *baffles* ou ressonadores acústicos, é o alcance da estabilidade necessária da maneira mais simples possível, reduzindo-se custos, Silva et al. (2004).

- **Frequências Ressonantes**

Frequências naturais ou ressonantes de um objeto vibrante são aquelas para as quais há a formação de ondas estacionárias no interior do objeto. Testes

acústicos com modelos mostram que a configuração de uma câmara de combustão deve ser tratada teoricamente como um sistema fechado/fechado, mesmo ela sendo aberta.

- **Baffles**

Baffles são dispositivos de amortecimento para modos de instabilidade de altas frequências, como os modos transversais. Estes modos de instabilidade são caracterizados por oscilações paralelas à face injetora. Os efeitos de estabilização identificados com relação aos modos transversais de instabilidade podem ser citados: (i) a modificação das propriedades acústicas da câmara de combustão; (ii) restrição aos padrões de fluxo oscilatórios entre as lâminas do baffle, protegendo, portanto, processos sensíveis de pré-combustão; (iii) amortecimento das oscilações pela geração de vórtices, separação ou efeitos de fricção. No projeto de *baffles*, as principais preocupações estão relacionadas ao posicionamento das lâminas e eixos relativamente ao caminho das partículas, dado que o *baffle* constitui-se em uma obstrução ao movimento livre das partículas.

1.6 Objetivos

Este trabalho se propõe a:

Estudar a capacidade de mistura da parafina líquida com diferentes negros de fumo e em diferentes porcentagens de massa, com vistas a melhorar a taxa de regressão do grão de propelente sólido resultante;

Testar e verificar a resistência mecânica de um grão cilíndrico de parafina sólida em condições de baixa pressão e baixa temperatura, a fim de garantir um bom desempenho do grão sob condições de operação;

Estudar e medir a distribuição de tamanho de gotas e o diâmetro médio de Sauter (SMD) de um grão de parafina sólida em diferentes velocidades de escoamento com vistas a uma melhor compreensão dos fenômenos que governam os processos de combustão da parafina onde a taxa de regressão do propelente depende principalmente da formação de gotas da parafina;

Estudar o desempenho de motores híbridos utilizando parafina como combustível sólido e como oxidante líquido o tetróxido de nitrogênio, N_2O_4 , com vistas à adequabilidade de tal par na propulsão de satélites e veículos espaciais;

Projetar, construir e testar em condições atmosféricas um propulsor híbrido de 70 N;

Desenvolver um sistema de ignição apropriada para aquele motor principalmente buscando ação hipergólica entre a parafina e o oxidante testado (ou se tal não for possível, utilizando um par hipergólico conhecido) mercê da aplicação clássica de propulsores de satélites em seus modos pulsados;

2. DESENVOLVIMENTO

2.1 Preparação de um grão cilíndrico de parafina

2.1.1 Características físico-químicas da parafina

Quimicamente a parafina é constituída por hidrocarbonetos formando uma cadeia reta essencialmente saturada, C_nH_{2n+2} .

Neste trabalho, foi utilizada uma parafina na forma granulada a qual apresenta uma cor branca e é fornecida pela Empresa Comarplast Aditivos (www.comarplast.com.br). A parafina granulada possui certificado de qualidade com ponto de fusão, T_f , que varia de 60 a 62,8 °C, ponto de ebulição, $T_b \approx 259$ °C, massa molar de 280 kg/kmol, densidade a 60 °C de $\rho \approx 0,79$ g/cm³ e baixo teor de óleo, aproximadamente 0,62 %, sendo que parafinas com porcentagem de óleo inferior a 1% possuem maior dureza e resistência ao impacto.

2.1.2 Características físico-químicas do corante preto

Um corante em pó 33015-Preto, fabricado e fornecido pela Empresa Power Corantes Ltda., foi utilizado para escurecer a parafina. Este pigmento é feito a base de óleo comumente usado na produção de velas artesanais. O corante mostrou-se totalmente solúvel na parafina em todas as proporções de mistura testadas, 1, 5 e 10 % em massa.

2.1.3 Características físico-químicas do negro de fumo

Três tipos de negro de fumo, fornecidos pela Columbian Chemicals Brasil (www.columbianchemicals.com), foram testados, entre eles: Statex-125, Statex-300 e Raven-1255, todos apresentados na forma de pó e com um diâmetro de partícula inferior a 32 nm. A parafina e o negro de fumo não podem

ser facilmente misturados, devido ao fato de que a parafina é uma substância não-polar e o negro de fumo é uma substância polar.

O negro de fumo, também conhecido como negro de carbono, possui duas propriedades que definem a maioria absoluta das suas aplicações: elevado poder de pigmentação e capacidade de elevar substancialmente a resistência mecânica de muitos materiais, além de ser utilizado potencialmente como um material combustível em inúmeras aplicações. Ele não deve de ser considerado como fuligem que é a causa do denominado “câncer de limpadores de chaminé”. A fuligem contém teores de hidrocarbonetos aromáticos policíclicos (PAH) que podem chegar a 30% em massa, e são comprovadamente carcinogênicos, enquanto no negro de fumo os teores de PAH são desprezíveis.

2.1.4 Preparação de um grão cilíndrico de parafina com corante preto

O primeiro passo para a fabricação de um grão cilíndrico de parafina consiste em levar a mesma até seu ponto de fusão. Uma vez na fase líquida é adicionado o corante em pó 33015-Preto. A adição do corante forma um grão opaco o qual é necessário para que o grão de combustível mude de fase apenas nas regiões próximas à superfície durante o processo de combustão. Conseqüentemente, forma-se uma camada líquida fina ao longo da superfície interna do grão, e, deste modo, pequenas gotas de combustível são espalhadas no escoamento de reagentes e produtos.

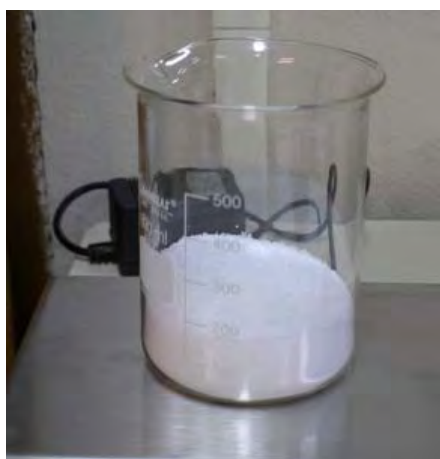
Foi verificado que uma fração de 0,003 % em massa deste corante é a mínima necessária para obter-se uma cor preta e uniforme ao longo de todo o volume do grão, pois uma fração menor deste corante produz grãos azuis. Portanto, foi adotado uma porcentagem de 0,005 % em massa deste corante durante todos os testes. O corante preto resolveu o problema da pigmentação na parafina

embora a estrutura mecânica do grão tenha sido posteriormente melhorada adicionando-se pequenas quantidades de negro de fumo em pó (carbon black).

2.1.5 Preparação de um grão cilíndrico de parafina com negro de fumo

Neste trabalho a parafina encontra-se na forma granulada, como mostrado na Figura 2.1.a, que foi fundida posteriormente utilizando-se uma chapa aquecedora, como mostrado na Figura 2.1.b.

O negro de fumo foi adicionado à parafina na faixa de 15 a 25 °C acima do ponto de fusão, $T_f = 62,8$ °C. Esta faixa de temperaturas é importante por duas razões: 1) Uma temperatura inferior a $T_f = 77,8$ °C dificulta o processo de agitação por encontrar-se a parafina próxima do ponto de solidificação, 2) Em temperaturas acima de $T_f = 87,8$ °C a densidade da parafina é fortemente reduzida e, conseqüentemente, as partículas sólidas de negro de fumo decantam para o fundo do recipiente resultando em uma mistura heterogênea.



(a)



(b)

Figura 2.1 – Recipiente transparente contendo Parafina (a) Sólida; (b) Líquida.

Deve-se ressaltar que foi utilizado um Becker transparente e uma chapa elétrica para poder acompanhar a mudança de fase da parafina sólida bem

como para observar os detalhes da dispersão do negro de fumo na parafina nas diferentes temperaturas testadas, como mostrado na Figura 2.2.

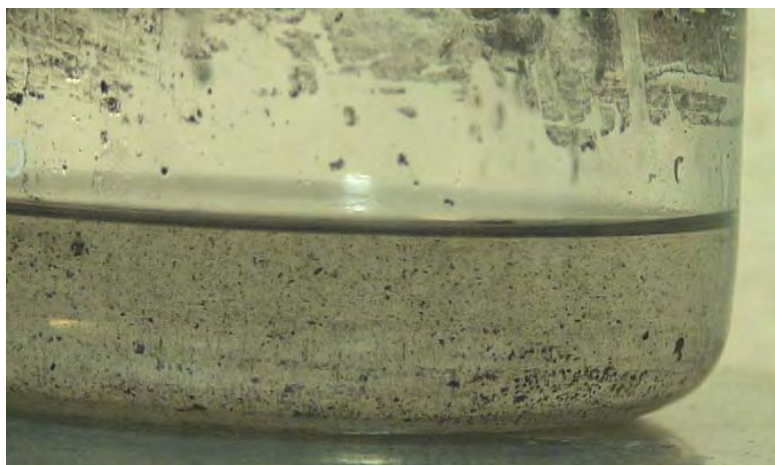


Figura 2.2 – Dispersão das partículas de negro de fumo na parafina.

Uma barra de agitação magnética foi utilizada para homogeneizar as partículas de negro de fumo na parafina, Figura 2.3.



(a)



(b)

Figura 2.3 – Agitador magnético utilizado para homogeneizar a mistura de parafina com negro de fumo. (a) Estático; (b) Em movimento.

Após fundida e misturada, a parafina líquida é vertida no interior de uma forma de PVC, com comprimento e diâmetro interno iguais ao comprimento do grão

de combustível (110 mm) e seu diâmetro externo (40 mm). A forma de PVC possui 2 mm de espessura e foi alojada dentro de um tubo de alumínio com rosca nos extremos. Tampões de acrílico foram colocados na parte superior e inferior do tubo a fim de impedir o vazamento do líquido. Duas tampas de latão com rosca foram também colocadas junto aos tampões de acrílico para garantir a fixação dos mesmos bem como para permitir o acoplamento do tubo de alumínio em um torno mecânico utilizado no processo de centrifugação da parafina.

A Figura 2.4 mostra o recipiente de alumínio e os acessórios utilizados para a fabricação dos grãos de parafina.



Figura 2.4 – Tampas de latão (esquerda), forma cilíndrica de alumínio (centro) e tampões de acrílico (direita).

A velocidade de rotação do torno foi fixada em 1200 RPM durante 40 minutos, isto garante uma concentração da parafina nas paredes do tubo, devido à ação das forças centrífugas e uma solidificação completa do grão, adquirindo ao mesmo tempo uma melhor qualidade estrutural, já que a porta de combustão é formada naturalmente sem a necessidade de uma furação posterior. A figura 2.5 mostra o torno mecânico utilizado no processo de centrifugação da parafina.



Figura 2.5 – Torno mecânico utilizado na preparação do grão de parafina.

Após a solidificação foi observada uma contração de 15-19 % em volume da parafina ao passar da fase líquida para a fase sólida. Este parâmetro deve ser levado em conta no cálculo da massa que será utilizada para fabricar um grão com um volume determinado. O volume de contração foi medido com base no volume da porta de combustão formada naturalmente pelas forças centrífugas. A Figura 2.6 mostra a porta de combustão formada naturalmente pela ação das forças centrífugas.



Figura 2.6 – Grão cilíndrico de parafina com negro de fumo.

Foram fabricados 8 grãos cilíndricos de parafina com 110 mm de comprimento, 40 mm de diâmetro externo e 15 mm de diâmetro interno. Variando-se a

concentração de negro de fumo de 0,5 a 5 % em massa, encontrou-se que uma fração de 0,5 % em massa é suficiente para obter uma homogeneização aceitável dessa mistura. Uma quantidade maior de negro de fumo contribuí para o desequilíbrio entre as fases gerando uma camada de partículas sólidas no fundo do recipiente. Os resultados dos testes são apresentados na Tabela 2.1.

Tabela 2.1 - Efeitos da fração de massa do negro de fumo sobre a decantação

Grão	% massa	Observações
1	0,5	Sem decantação, porém com pequenas aglomerações de partículas sólidas
2	0,75	Decantação leve
3	1	Decantação leve
4	1,5	Decantação média
5	2	Decantação completa
6	3	Decantação completa
7	4	Decantação completa
8	5	Decantação completa

Para reduzir o problema de aglomeração das partículas de negro de fumo, no Grão-1, sete agentes dispersantes foram testados, entre eles: Byk-411, Byk-9076, Byk-9077, Antiterra U-80, Disperbyk-108, Disperbyk-2000 e Disperbyk-2150, todos fabricados e fornecidos pela Empresa Bandeirante Química (www.bandeirantequimica.com.br).

Verificou-se que apenas os dispersantes da classe Disperbyk são solúveis em parafina. Entre eles o Disperbyk-2150 permitiu obter uma melhor dispersão do total de negro de fumo retardando significativamente a decantação das partículas sólidas. Assim ele foi escolhido como o dispersante a ser utilizado

durante todos os testes. Três amostras dos agentes dispersantes utilizados, solúveis em parafina, são mostradas na Figura 2.7.



Figura 2.7 – Agentes dispersantes da classe Disperbyk 108, 2000 e 2150, respectivamente.

O grão resultante fabricado é uma mistura de parafina, corante preto, negro de fumo e Disperbyk-2150. As porcentagens de cada substância são indicadas na Tabela 2.2.

Tabela 2.2 - Composição final do grão de parafina

Substância	% massa
Parafina	97,995
Corante	0,005
Negro de fumo	0,5
Disperbyk-2150	1,5

A adição de negro de fumo no grão final foi feita principalmente para melhorar as características mecânicas do grão de parafina assim como para verificar seus efeitos sobre a taxa de regressão e o desempenho total durante a combustão, bem como para comparar os resultados com aqueles já existentes na literatura, de parafina com corante preto (Karabeyoglu, 2004). É esperado que o negro de fumo incremente a taxa de regressão do grão de parafina por ser também um material combustível.

Deve-se ressaltar que a faixa de temperaturas de mistura recomendada, de 15 a 25 °C acima do ponto de fusão e a composição final do grão, como descrito na Tabela 2.2, são extremamente importantes para a obtenção de um grão com distribuição uniforme, pois do contrário o grão resultante poderá conter duas camadas distintas, negro de fumo na superfície externa e parafina na superfície interna, além de possuir uma baixa qualidade estrutural. Um exemplo deste problema é mostrado na Figura 2.8.



Figura 2.8 – Grão de parafina preparado sem dispersante e com 5% em massa de negro de fumo.

2.2 Comportamento do grão em baixa pressão e baixa temperatura

Com vistas a verificar a possibilidade de utilizar grãos de parafina como propelente de foguete em missões de controle de atitude e manobras orbitais, foi necessário testar o comportamento do grão em condições de baixa pressão e de baixa temperatura.

2.2.1 Comportamento do grão em condições de baixa pressão

Para isto, o grão de parafina foi alojado dentro de uma câmara de vácuo, com pressão de trabalho de 0,02 mbar, durante seis períodos de 24 horas. As

bombas de vácuo foram ligadas, em cada período, por 30 minutos até que a pressão na câmara fosse de 0,02 mbar. A Figura 2.9 mostra a evolução da pressão da câmara em um período de 24 horas. Os resultados foram obtidos pelo sistema de aquisição de dados que opera na sala de controle do LCP/BTSA/INPE.

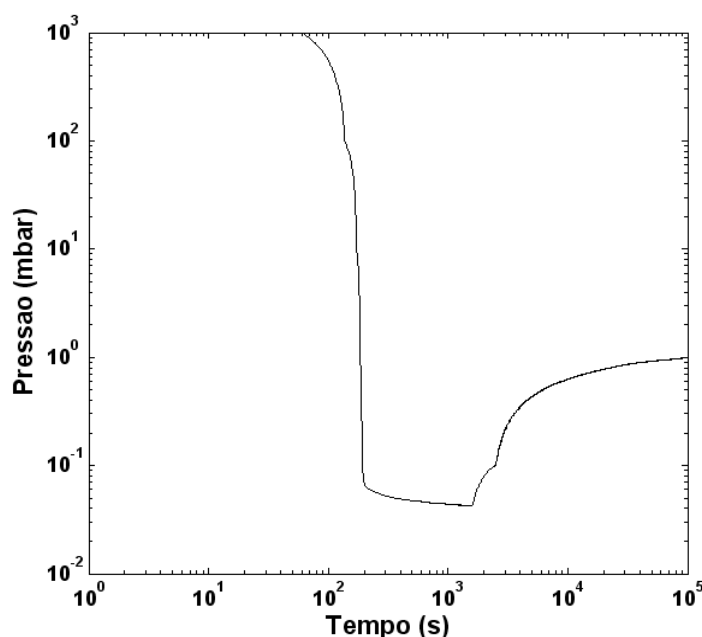


Figura 2.9 – Evolução da pressão na câmara de vácuo.

Foi observado que após o desligamento da bomba a pressão na câmara aumenta levemente até estabilizar em 1 mbar. Ao concluir os testes de baixa pressão, não foram encontradas mudanças físicas significativas na estrutura do grão, como por exemplo: formação de trincas ou rachaduras que possam comprometer o desempenho do grão durante a queima.

As Figuras 2.10 e 2.11 mostram o grão e a câmara de vácuo utilizados nos testes, respectivamente. A Figura 2.12 apresenta duas amostras de grãos de parafina na câmara de vácuo durante os testes de baixa pressão.



Figura 2.10 – Grão de parafina utilizado nos testes de baixa pressão.



Figura 2.11 – Câmara de vácuo localizada no Laboratório BTSA/LCP/INPE.

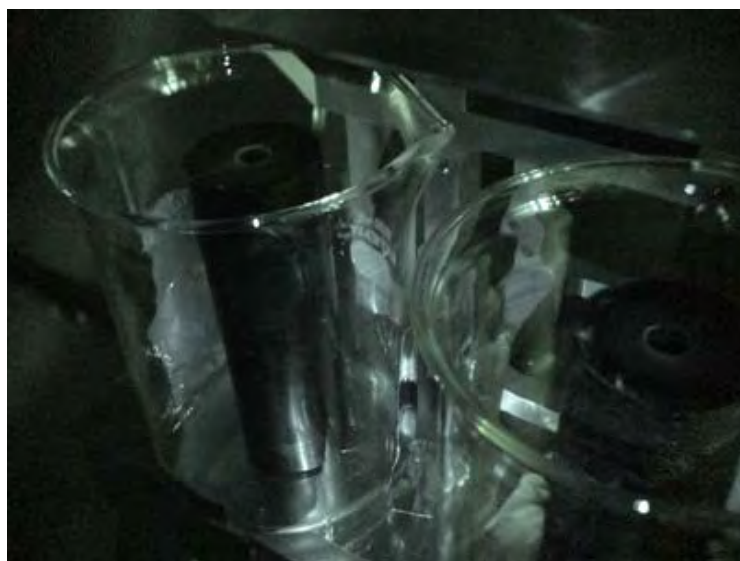


Figura 2.12 – Grãos de parafina dentro da câmara de vácuo.

2.2.2 Comportamento do grão em condições de baixa temperatura

Uma análise do comportamento do grão de parafina em condições de baixa temperatura foi realizada a fim de verificar a sua resistência mecânica em condições extremas de operação.

Para isto um recipiente de vidro com tampa foi utilizado para alojar o grão. Por sua vez este foi colocado dentro de uma garrafa térmica contendo nitrogênio líquido por um período de 24 horas. A temperatura do nitrogênio líquido, na garrafa, é de -196°C e esta foi a temperatura final da parafina após atingir o equilíbrio térmico. A função do recipiente de vidro foi de evitar que a parafina entrasse em contato direto com o nitrogênio líquido de modo que a transferência de calor ocorresse apenas por condução através do recipiente de vidro.

Após um período de 24 horas, o grão foi retirado da garrafa térmica e analisado. Inicialmente, não foi observada nenhuma mudança física visível no grão de parafina, porém, após 5 minutos de exposição na temperatura ambiente, a estrutura do grão ficou prejudicada, observando-se a formação de

trincas que espalhavam-se ao longo de todo o volume. A Figura 2.13 mostra o grão utilizado antes e depois do teste. Deve-se notar que em condições de operação no espaço, o grão experimenta uma variação brusca de temperatura após iniciada a combustão, queimando rapidamente e inviabilizando qualquer possibilidade de formação de trincas como ocorreu durante os testes. A Figura 2.14 mostra o grão de parafina durante seu descongelamento, além do equipamento usado para este teste.

Eventualmente, é mister lembrar que a escolha de nitrogênio líquido como agente criofílico, em lugar de um simples freezer, deve-se ao fato deste tipo de máquina oferecer temperaturas em torno de -18°C , maiores do que o nitrogênio líquido.



(a)



(b)

Figura 2.13 – Grão de parafina utilizado nos testes de baixa temperatura (a) antes do teste; (b) depois do teste.

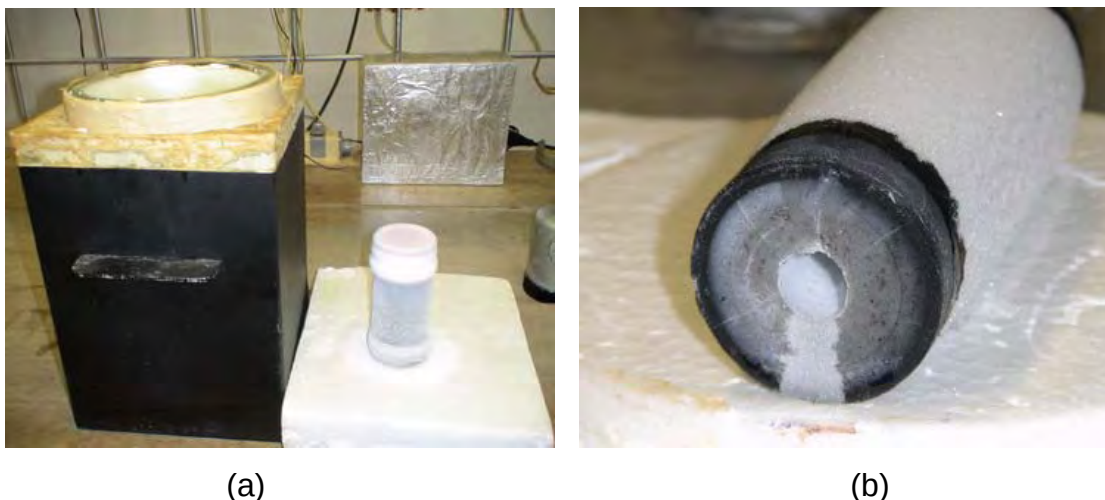


Figura 2.14 – (a) Garrafa térmica e recipiente de vidro após o teste; (b) Grão de parafina após o teste.

2.3 Estudo da formação de gotas de parafina em diferentes velocidades de escoamento

2.3.1 Fundamento Teórico

No processo de formação de gotas de parafina, ocorre a formação de uma camada instável na superfície do grão sólido. Nesta camada, por força do escoamento do oxidante, surgem ondas líquidas que lançam gotas para fora da camada limite hidrodinâmica, estas gotas queimam no escoamento central. A parte da parafina que vaporiza na superfície do líquido queima numa chama de difusão próxima do combustível. A Figura 2.15 mostra este processo.

Os dois modos de queima combinados, a chama de difusão e o entorno das gotas, são responsáveis por uma taxa global de queima de parafina superior a de outros combustíveis sólidos utilizados em foguetes híbridos.

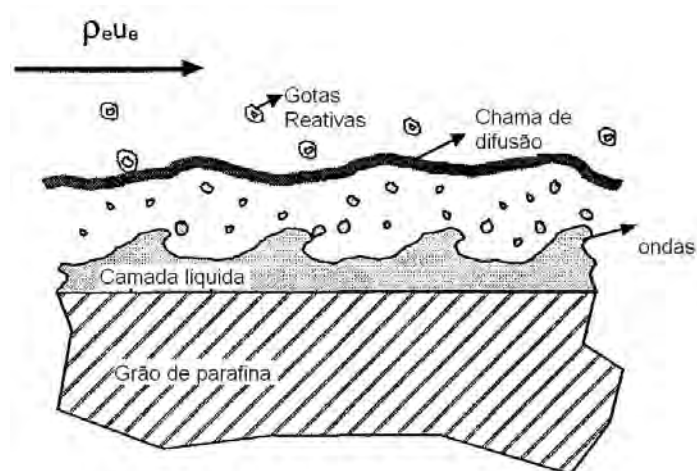


Figura 2.15 – Instabilidade de filme, formação de gotas e queima de parafina sólida.

2.3.2 Equipamento e materiais utilizados

Para uma melhor compreensão do mecanismo que governa este processo, foi realizado um estudo da formação de gotas de parafina em diferentes velocidades de escoamento.

Tentou-se construir inicialmente um sistema de medidas de gotas com um grão plano em vez de cilíndrico, todavia ocorria o transbordamento da parafina líquida aquecida e o ar soprado apenas deslocava a parafina para fora do recipiente, sem haver a formação de um spray. O grão plano é mostrado na Fig. 2.16b.

Decidiu-se então utilizar um grão de parafina cilíndrico com 300 mm de comprimento, 150 mm de diâmetro externo e 40 mm de espessura. A parafina foi tingida com corante em pó 33015-Preto. Duas Lâmpadas Halógenas de Quartzo Infravermelho de 1000 W cada uma, fornecidas pela Lumentech S.A., (<http://www.lumentech.com.br/>) foram utilizadas para aquecer e derreter os grãos de parafina.

O recipiente utilizado para alojar e aquecer o grão consiste de uma caixa retangular fabricada em aço carbono com dimensões de: 5x150x150x300 mm, (espessura, largura, altura e comprimento, respectivamente). O recipiente possui duas janelas de vidro temperado que foram colocadas na seção lateral da caixa para facilitar a visualização das gotas formadas. Para fixação das janelas de vidro foram utilizadas várias placas de teflon retangular as quais foram devidamente aparafusadas na borda da caixa. O teflon utilizado nos testes possui um ponto de fusão de 300 °C. A Figura 2.16.b mostra a vista lateral do recipiente.

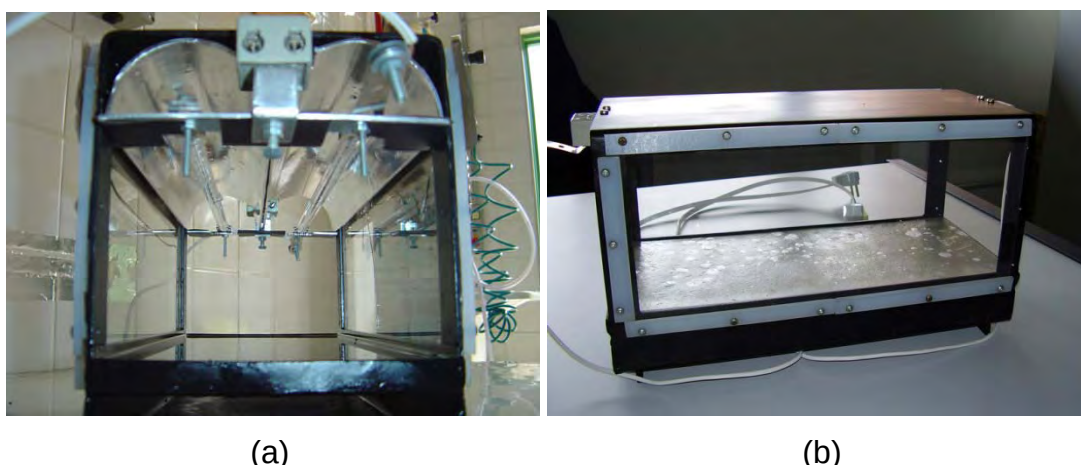


Figura 2.16 – Recipiente retangular de aço carbono utilizado nos testes; (a) Vista Frontal, (b) Vista Lateral.

Na seção superior da caixa foram alojadas duas placas de alumínio (espelho refletor) de forma circular de 70 mm de diâmetro externo, 3 mm de espessura e comprimento igual ao comprimento do recipiente. A superfície interna da placa por sua vez foi coberta com fita de alumínio resultando em uma superfície mais lisa e uniforme, como mostrado na Figura 2.16.a. Desta forma incrementa-se o coeficiente de reflexão da radiação emitida pelas lâmpadas halógenas resultando em um melhor aproveitamento do calor total emitido pelas lâmpadas.

2.3.3 Procedimento

O grão cilíndrico de parafina foi seccionado pela metade e alojado no interior do recipiente. Este por sua vez é aquecido e parcialmente fundido utilizando duas lâmpadas halógenas de 1000 W cada uma. O objetivo das lâmpadas é simular principalmente o calor por radiação emitido pelos gases quentes dos produtos da combustão. Após oito segundos de ligadas as lâmpadas forma-se uma camada líquida de parafina, de aproximadamente 5 mm de espessura, na superfície interna do grão, a qual é posteriormente perturbada por uma corrente de ar quente a uma temperatura próxima de 100° C. A camada líquida perturbada forma ondas e desintegra-se resultando em finas gotículas líquidas que podem ser analisadas e medidas. A Figura 2.17 mostra o grão de parafina seccionado sendo aquecido por duas lâmpadas halógenas alinhadas verticalmente, neste caso foi utilizado apenas um espelho refletor.

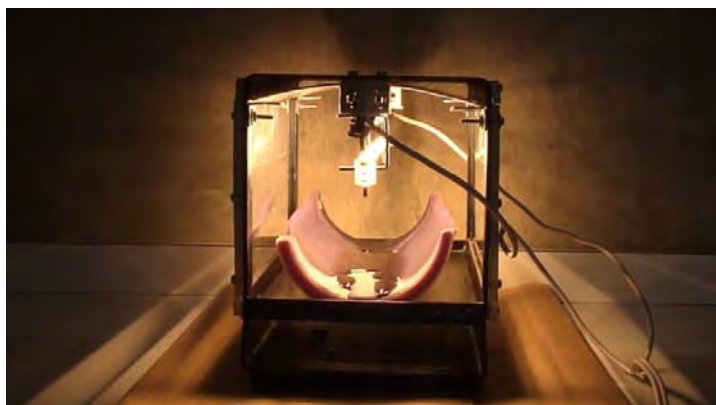


Figura 2.17 – Aquecimento de um grão cilíndrico de parafina utilizando duas lâmpadas infravermelhas.

2.3.4 Sistema de geração de gotas de parafina

Foram projetados dois sistemas para gerar gotículas de parafina que possam ser pesadas e medidas como mostrado nas Figuras 2.18. No primeiro sistema foi utilizado um soprador de ar conectado a um tubo de aço como mostra a Figura 2.18.a, a passagem do fluxo de ar é regulada por uma válvula de gaveta

de 2 polegadas de diâmetro nominal. Uma resistência elétrica foi adaptada no interior do tubo de aço sendo responsável pelo aquecimento do ar (até 100 °C).



Figura 2.18 – Sistema para a geração de gotas de parafina. (a) Utilizando um soprador de ar; (b) Utilizando ar comprimido.

A principal desvantagem deste método é que a velocidade do ar gerado não foi o suficiente para formar gotas finas de parafina. Como pode ser observado na Figura 2.19 isto conduziu à formação de grandes gotas onde se infere regime de escoamento laminar.

O problema de tamanho das gotas foi resolvido utilizando ar comprimido a uma pressão de até 10 bar como mostrado no sistema montado na Figura 2.18.b. Isto permitiu gerar gotículas ainda mais finas que foram arrancadas da camada líquida derretida e deslocadas na direção do escoamento simulando parcialmente o processo de atomização que ocorre dentro da câmara de combustão tal como mostra a Figura 2.20.

Um desenho esquemático mostrando a posição da tubulação responsável pelo fornecimento de ar comprimido é mostrado na Figura 2.21.



Figura 2.19 – Geração de gotas de parafina utilizando um Soprador de ar.

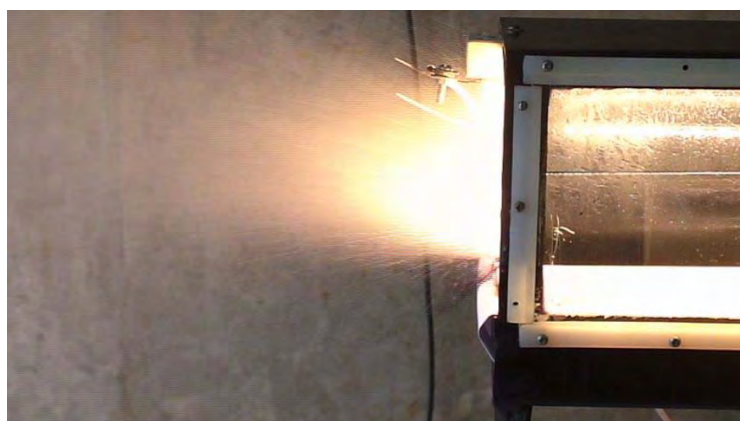


Figura 2.20 - Geração de gotas de parafina utilizando ar comprimido.

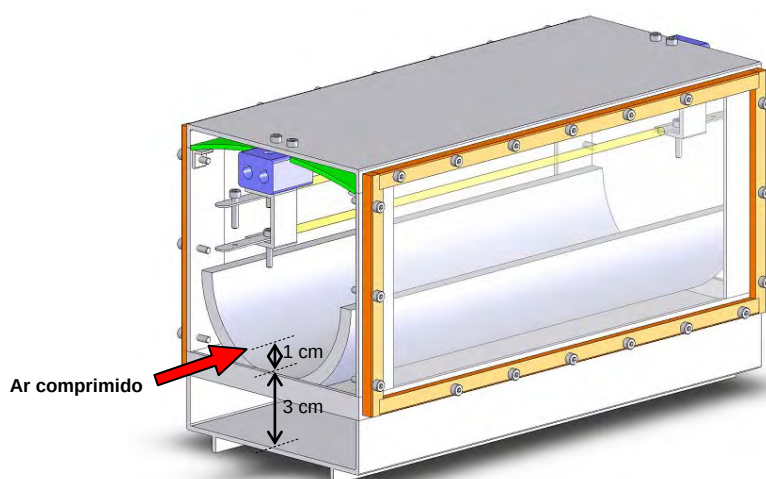


Figura 2.21 – Desenho esquemático mostrando a localização da entrada de ar comprimido.

2.3.5 Sistema de medição de gotas de parafina

A medição do diâmetro das gotas foi realizada utilizando dois métodos diferentes:

2.3.5.1 Medição manual utilizando uma balança de precisão

Uma vez formadas as gotas, estas são afastadas do recipiente na direção do escoamento e são depositadas dentro de um recipiente cilíndrico que contém água fria. Como a água não é solúvel em parafina e devido à diferença de temperaturas entre as gotículas e a água, aquelas se solidificam instantaneamente ao entrar em contato formando assim gotas quase esféricas com diferentes faixas de diâmetros. As gotas assim formadas são pesadas individualmente e, conhecida a densidade estima-se o diâmetro das mesmas.

A seguinte expressão foi utilizada para medir o diâmetro das gotas:

$$D = \left(\frac{6m}{\pi\rho} \right)^{1/3} \quad (2.1)$$

sendo que

D é o diâmetro da gota calculado,

m é a massa da gota medida,

ρ é a densidade da parafina (0,78 g/cm³).

Foram pesadas e medidas aleatoriamente 50 gotículas de parafina após terem sido solidificadas no recipiente de água. Foi verificado que, usando este procedimento, 3 % em volume do total das gotas apresentou um diâmetro entre 0 e 25 µm, 33 % em volume apresentou um diâmetro entre 26 e 50 µm, 54 % em volume apresentou um diâmetro entre 51 e 75 µm e 11 % em volume

possui um diâmetro entre 76 e 100 μm . Um resumo dos resultados é apresentado na Figura 2.22.

Vale notar que a escolha do número de gotas medidas (apenas 50), deve-se ao fato de que tal número é frequentemente usado nesses processos (Levine et. al, 1997).

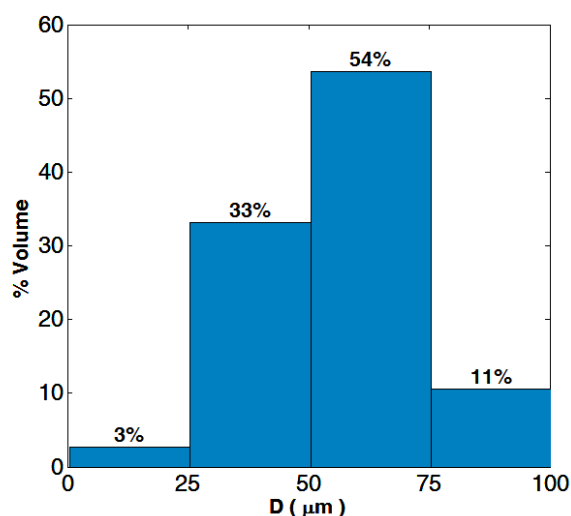


Figura 2.22 - Estimativa da distribuição de tamanhos de gotas de parafina geradas utilizando ar comprimido.

2.3.5.2 Medição eletrônica utilizando um feixe de laser

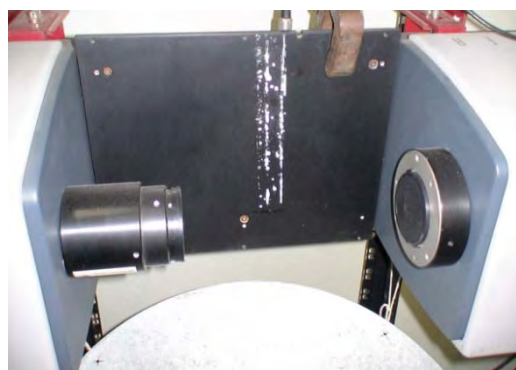
Este procedimento, ainda mais confiável, consiste em adaptar o sistema mostrado na Figura 2.18.b a um Laser (Malvern-Mastersizer-X) para medição de “sprays” como mostrado na Figura 2.23. Duas janelas de vidro de borosilicato não temperado foram feitas sob medida no Instituto de Estudos Avançados (IEAv), para proteção da lente do laser.

Uma caixa de acrílico (Figura 2.24) foi projetada e construída para o acoplamento de duas janelas de vidro de borosilicato não temperado de diâmetro de 80 mm x 4 mm de espessura. O propósito das janelas de vidro é

proteger as lentes do laser em operação devido ao risco de que as gotas de parafina líquida possam aquecer e quebrar as lentes prejudicando o funcionamento do laser. A caixa de acrílico foi isolada com fita de alumínio na parede externa que está em contato com as lâmpadas infravermelhas a fim de proteger a região interna da caixa da luz e do calor por radiação que podem interferir na obtenção dos resultados.



(a)



(b)

Figura 2.23 - Laser Malvern-Mastersizer-X utilizado para a medição de tamanho de partículas. (a) Vista em perspectiva, (b) Vista frontal.



Figura 2.24 – Caixa de acrílico utilizada para o alojamento dos vidros de borossilicato não temperado.

As gotas de parafina formadas através deste processo são captadas através de um sistema computadorizado de medição de tamanho de partículas, Malvern MasterSizer-X, o qual determina a distribuição e o tamanho das gotas. Este sistema conta com um feixe de luz infravermelha de comprimento de onda de 633 nm com sensibilidade para detectar gotas de tamanhos na faixa de 4 até 2000 μm segundo as especificações do fabricante. Este método permite a geração de um diagrama de distribuição de tamanho de partículas e calcula o Diâmetro Médio de Sauter (SMD) do Spray como indicado na Figura 2.25.

A bancada de testes do sistema de geração e medição de gotas de parafina pode ser vista na Figura 2.26. Tal bancada encontra-se na Estação de Avaliação de Sprays do Instituto de Pesquisas Tecnológicas (EAS/IPT).

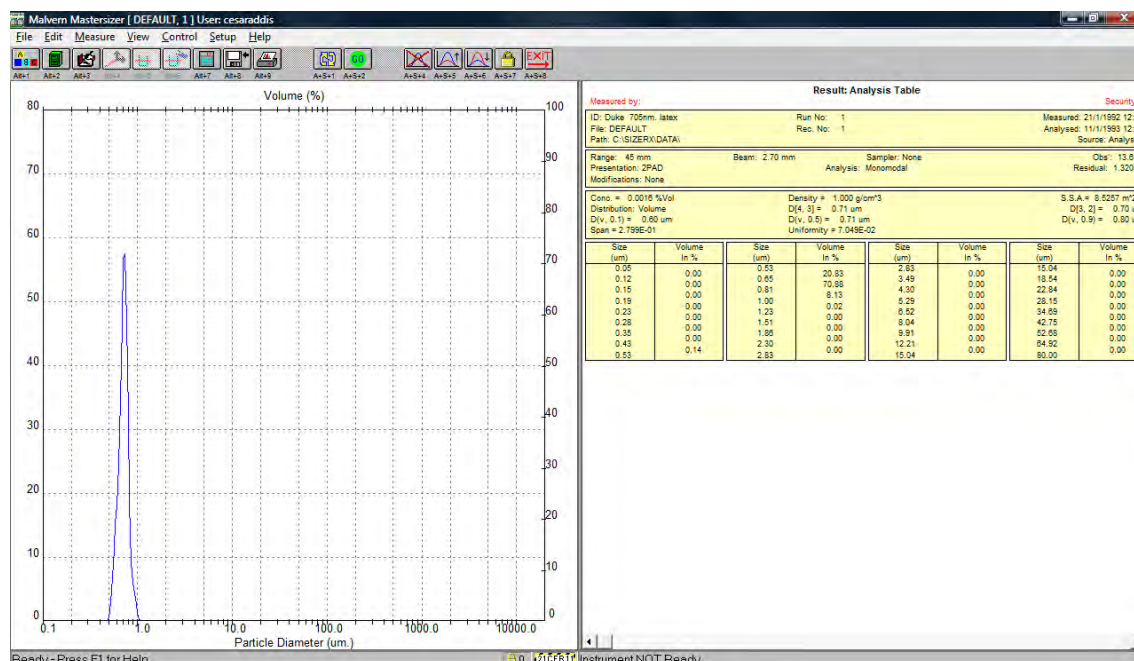


Figura 2.25 – Exemplo da apresentação em tela do resultado do Software utilizado na coleta de dados e na medição de tamanho de partículas (Malvern Mastersizer-X).

Para a geração de ar comprimido utilizou-se um compressor de tipo parafuso modelo Atlas Copco GAVSD 50 com pressão máxima de trabalho de 13 bar e

vazão máxima de 320 kg/h. O controle de pressão é feito por meio de um inversor de frequência e a vazão de ar é medida com placas de orifício dotadas de transdutores de pressão do tipo capacitivo.

Uma tubulação de cobre com 9 mm de diâmetro interno foi adaptada na entrada do sistema de medição e conectada ao compressor, sendo responsável pelo direcionamento do ar comprimido. Um sistema de exaustão foi instalado na saída do sistema a fim de direcionar as gotas remanescentes, produtos da medição, evitando que a parafina líquida se solidifique e prenda-se em outras partes do laboratório. Uma vista mais detalhada da bancada de testes do sistema de medição e geração de tamanho de partículas é mostrado na Figura 2.27.



Figura 2.26 – Instalações da Estação de Avaliação de Sprays. (IPT-USP).

Na Figura 2.28 é apresentada a curva de desempenho do compressor em diferentes pressões de operação. Observa-se que para se conseguir uma vazão de 20 kg/h é preciso 1,1 bar de pressão enquanto que para uma vazão de 163 kg/h é necessária uma pressão em torno de 9 bar. A velocidade média

do escoamento, v , ou seja, a velocidade do ar na saída do duto pode ser calculada pela seguinte expressão:

$$v = \frac{\dot{m}}{\rho A} \quad (2.2)$$

onde $\dot{m}$ é a vazão do ar comprimido, ρ é a densidade do ar e A é a área de saída da tubulação de cobre por onde passa o ar comprimido.

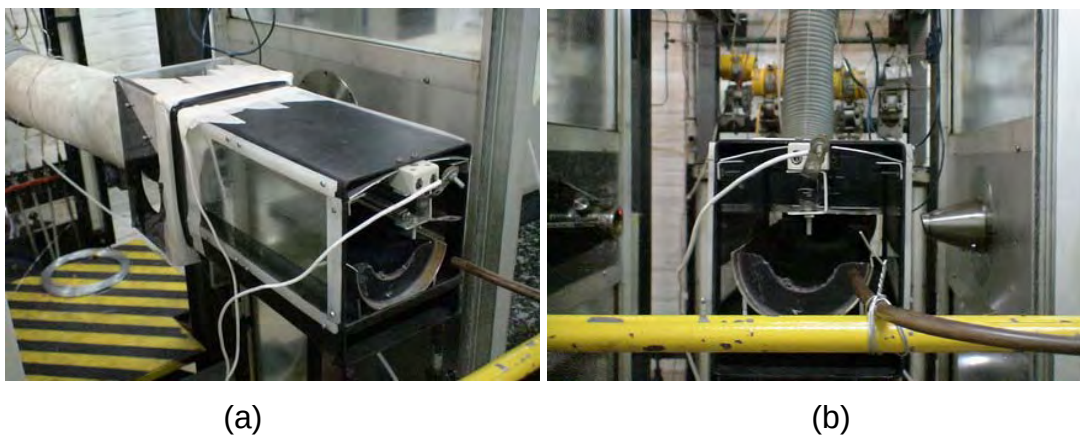


Figura 2.27 – Bancada de testes do sistema de geração e medição de gotas de parafina. (a) Vista em Perspectiva; (b) Vista Frontal. (IPT-USP).

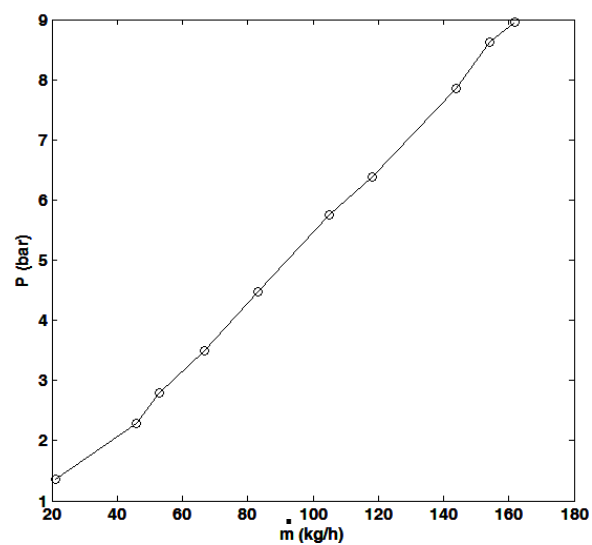


Figura 2.28 – Curva de desempenho do compressor de ar tipo parafuso, modelo Atlas Copco GAVSD 50.

2.3.6 Técnica de medição de diâmetro de gota

A técnica de medição adotada está baseada no fenômeno da difração de laser. Esta técnica permite uma caracterização adequada da maioria dos sprays de combustíveis utilizados na indústria.

O instrumento de medição utilizado é o Malvern, modelo Mastersizer X (“Long-bed”), tendo sofrido alterações em relação à configuração original, para adaptação à instalação. O instrumento é constituído de dois conjuntos, emissor e receptor, entre os quais situa-se a câmara onde se desenvolve o spray.

O feixe de laser (He-Ne, 5 mW), emergente do conjunto emissor do instrumento como um feixe cilíndrico com diâmetro 18 mm, cruza uma determinada seção transversal do spray. Parte do feixe sofre difração devido à sua interação com as gotas, resultando no espalhamento segundo ângulos que estão relacionados com o diâmetro das gotas (gotas menores espalham a luz em ângulos maiores e vice-versa). Um esquema deste processo é mostrado na Figura 2.29.

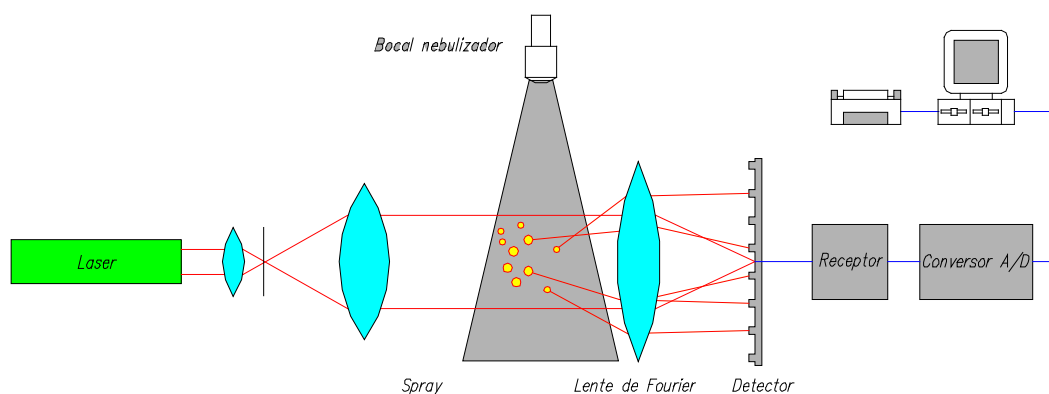


Figura 2.29 – Arranjo óptico do instrumento de medição.

O feixe de luz resultante desta interação incide numa lente que é responsável pela manutenção do padrão de difração independentemente das posições das gotas no feixe. O feixe emergente dessa lente incide em um conjunto de diodos

foto-sensíveis de que se constitui o detector, situado no plano focal da lente. A parcela da luz não difratada incide em um diodo central, enquanto a parcela difratada incide em 33 diodos situados em anéis concêntricos ao diodo central.

Os sinais obtidos no detector são tratados, enviados para um microcomputador e processados pelo software do instrumento. A curva de distribuição de diâmetros é obtida mediante o ajuste de modelos matemáticos de distribuição às curvas de distribuição de fluxo luminoso incidente nos diodos.

A partir da curva de distribuição ajustada é calculado o diâmetro médio expresso em diferentes formas. Estes resultados são apresentados também em gráficos na forma de histogramas, curvas de frequência ou cumulativa como mostrado na Figura 2.30.

O arranjo ótico montado no instrumento permite a medição de diâmetros de gotas compreendidos na faixa de 4 a 2000 μm . A incerteza dos resultados fornecidos pelo instrumento é estimada em 2 %.

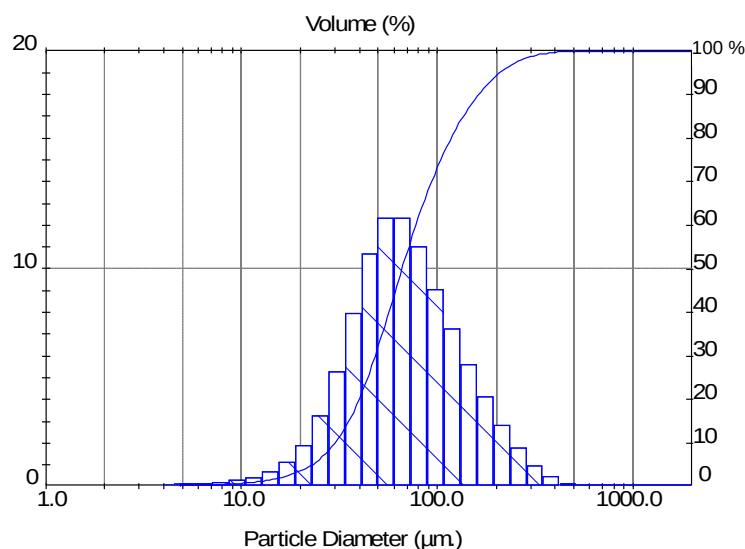


Figura 2.30 – Apresentação de resultados na forma de histograma e distribuição cumulativa.

2.3.7 Medição de tamanho de gotas de parafina

O sistema de medição de tamanho de partículas, Laser Malvern Mastersizer-X, permite a obtenção de pelo menos 4 tipos de diâmetros médios diferentes, entre eles D_{32} , $D_{(v;0,1)}$, $D_{(v;0,5)}$ e $D_{(v;0,9)}$, os quais foram calculados através do software Mastersizer-X v3.10.

2.3.7.1 Diâmetros médios característicos

O Diâmetro Médio de Sauter (SMD), também conhecido como D_{32} , é um diâmetro médio das gotas, proporcional à razão entre o volume total e a superfície total das gotas do spray e o seu valor depende do tipo de injetor, das propriedades do líquido e das condições de saída do spray e é definido por:

$$SMD = D_{32} = \frac{\sum N_i D_i^3}{\sum N_i D_i^2} \quad (2.3)$$

onde N_i é o número de gotas tendo diâmetro D_i dentro do spray, $D_{(v;0,1)}$ é o diâmetro da gota tal que 10% do volume total do líquido encontra-se em gotas de diâmetros menores, $D_{(v;0,5)}$ é o diâmetro da gota tal que 50% do volume total do líquido encontra-se em gotas de diâmetros menores, este é também conhecido como diâmetro médio mássico (MMD) e $D_{(v;0,9)}$ é o diâmetro da gota tal que 90% do volume total do líquido encontra-se em gotas de diâmetros menores.

O SMD é um diâmetro médio das gotas, proporcional à razão entre o volume total e a superfície total das gotas do spray e o seu valor depende do tipo de injetor, das propriedades do líquido e das condições de saída do spray.

O SMD é especialmente interessante na investigação de sprays em sistemas de combustão, pela óbvia razão da interação área volume naqueles processos sugerindo a mesma como indicativa de eficiência dos mesmos.

2.3.7.2 Função de distribuição de Rosin-Rammler

Existem várias relações empíricas para caracterizar a distribuição do tamanho de gotas em uma nuvem de gotas ou “spray”. Neste trabalho é empregada a função de distribuição de Rosin e Rammler (1933), a mais comumente usada devido à sua simplicidade (Lefebvre, 1989), com dois únicos parâmetros a serem determinados. Ela permite extrapolação de dados experimentais para gotas de diâmetros muito pequenos, difíceis de serem medidas. A função de Rosin-Rammler é expressa em termos da fração de volume cumulativo:

$$Q = 1 - \exp \left[- \left(\frac{D}{X} \right)^q \right] \quad (2.4)$$

onde Q é a fração de volume do spray contendo gotas de diâmetros menores que D , e q e X são constantes. O parâmetro q mede a uniformidade do tamanho das gotas no spray, quanto maior é o valor de q , mais uniforme é o spray, de modo que se q for infinito as gotas do spray serão todas do mesmo tamanho. Segundo Lefebvre (1989), na maioria dos sprays o valor de q varia entre 1,5 e 4. A constante X representa um diâmetro característico do spray cuja escolha depende do tipo de problema considerado. Lefebvre (1989) indica que o parâmetro X para aplicações de combustão é relacionado à constante q pela relação :

$$X = D_{32} \left[\Gamma \left(1 - \frac{1}{q} \right) \right] \quad (2.5)$$

onde D_{32} é o Diâmetro Médio de Sauter (SMD) e Γ é a função gama. Combinando as equações (2.4) e (2.5), obtém-se:

$$Q = 1 - \exp \left[- \Gamma \left(1 - \frac{1}{q} \right)^{-q} \left(\frac{D}{D_{32}} \right)^q \right] \quad (2.6)$$

2.3.8 Resultados experimentais

A Figura 2.31 a seguir mostra resultados dos testes experimentais do Sistema de Geração e Medição de Tamanho de Partículas utilizando parafina como propelente a uma pressão de 2,82 bar na saída do escoamento. Observa-se que para esta pressão de descarga obtêm-se gotas da ordem de 1,8 μm até 1.116,9 μm como mostrado na tabela da Figura 2.32. O histograma de tamanho de partículas e a curva de distribuição cumulativa também são obtidos pelo software Mastersizer-X v3.10. Nota-se da Figura 2.32 que para esta pressão de operação o Diâmetro Médio de Sauter é $D_{32} = 139,22 \mu\text{m}$.

As gotas de maior diâmetro queimam em tempos maiores que as gotas pequenas, mas deve-se garantir que todas elas se vaporizem no interior da câmara. Uma distribuição mais uniforme do tamanho de gotas produz uma liberação mais uniforme do calor, eventualmente reduzindo as possibilidades de ocorrência de instabilidades.

Outros resultados são também obtidos, entre eles: $D_{(v;0,1)}=86,52 \mu\text{m}$, $D_{(v;0,5)}=484,2 \mu\text{m}$ e $D_{(v;0,9)}=807,56 \mu\text{m}$, ou seja, 10 % do volume do spray é formado por gotas menores que 86,52 μm , 50 % do volume do spray é formado por gotas menores que 484,2 μm e 90 % do total de volume do spray é formado por gotas de tamanho inferior a 807,56 μm respectivamente.

Em aplicações de combustão o diâmetro médio de gotas mais comumente utilizado é o Diâmetro Médio de Sauter, D_{32} , Lefebvre (1989).

Deve-se ressaltar que as gotas de parafina medidas nos testes foram utilizadas no estudo de distribuição de tamanho de gotas em um spray conhecendo as condições de operação tais como a temperatura e pressão.

Foram realizados 30 testes de medição de tamanho de partículas para pressões antes da injeção de 10 e 14 kgf/cm², mantendo-se a temperatura do recipiente entre 10 e 30°C acima do ponto de fusão da parafina. Na Figura 2.33 são apresentados resultados experimentais da variação do D_{32} com a obscuração em um feixe de laser (He-Ne, 5 mW) ajustado para trabalhar com ceras de parafina.

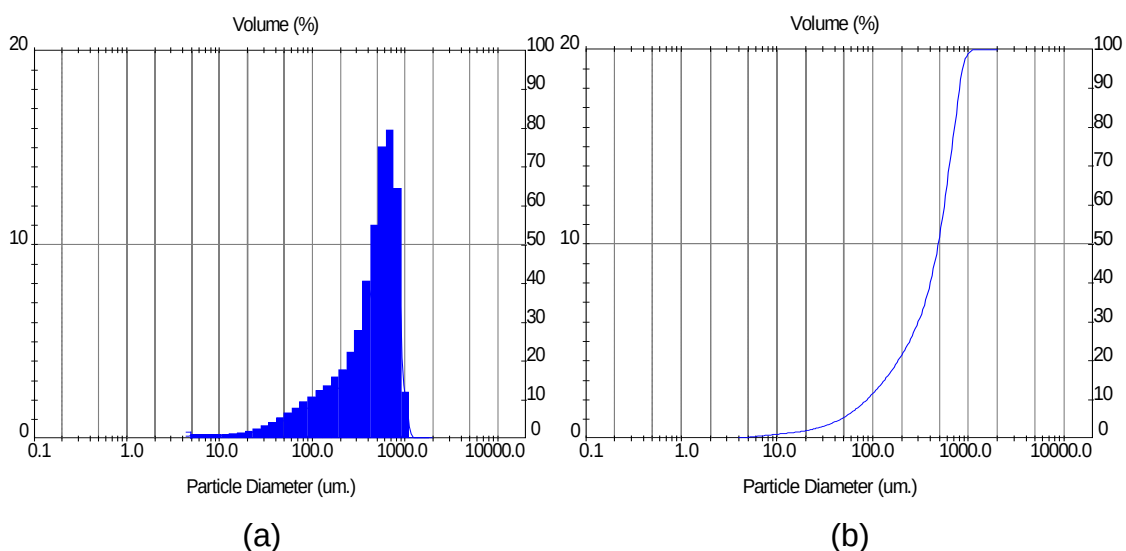


Figura 2.31 – Curvas de distribuição de tamanho de gotas para uma pressão de escoamento de 2,82 bar. (a) Histograma; (b) Distribuição cumulativa.

Result: Analysis Table							
ID:		Run No: 3		Measured: 8/8/2007 3:16PM			
File: PARAFINA		Rec. No: 3		Analysed: 8/8/2007 3:16PM			
Path: C:\SIZER\DATA\				Source: Analysed			
Range: 1000 mm		Beam: 18.00 mm		Sampler: None		Obs': 0.0 %	
Presentation: 2_INPE		Analysis: Very Polydisperse				Residual: 10.487 %	
Modifications: None							
Conc. = 0.0000 %Vol		Density = 1.000 g/cm³		S.S.A. = 0.0431 m²/g			
Distribution: Volume		D[4, 3] = 466.26 μm		D[3, 2] = 139.22 μm			
D(v, 0.1) = 86.52 μm		D(v, 0.5) = 484.20 μm		D(v, 0.9) = 807.56 μm			
Span = 1.489E+00		Uniformity = 4.630E-01					
Size (μm)	Volume In %	Size (μm)	Volume In %	Size (μm)	Volume In %	Size (μm)	Volume In %
1.80	0.34	18.91	0.40	89.44	2.16	422.95	10.99
4.86	0.23	22.97	0.52	108.61	2.51	513.61	15.05
5.90	0.21	27.89	0.66	131.90	2.75	623.70	15.90
7.16	0.21	33.87	0.86	160.17	3.19	757.38	12.90
8.70	0.22	41.13	1.07	194.50	3.56	919.73	2.40
10.56	0.23	49.95	1.34	236.19	4.45	1116.87	0.08
12.83	0.25	60.65	1.59	286.82	5.58	1356.26	0.00
15.58	0.31	73.66	1.90	348.29	8.13	1646.98	0.00
18.91		89.44		422.95		2000.00	0.00

Figura 2.32 – Tabela de análise dos resultados experimentais obtidos na forma de histograma e distribuição cumulativa para P = 2,82 bar.

A obscurescência é um parâmetro que representa a porcentagem do feixe de luz, emitida pelo laser, que não é detectada nos discos de detecção (Dodge, 1984). Ou seja, 0 % de obscuração significa que não há spray e que toda a luz está passando; e 100 % de obscuração significa que toda a luz é bloqueada pelo spray e, portanto, não é detectada. Para que um teste seja válido, a obscurescência deve estar compreendida na faixa de 10 a 90 %. Na Figura 2.33 observam-se níveis de obscurescência de 26 a 82 % para $P_{inj} = 10 \text{ kgf/cm}^2$ e de 16 a 58 % para $P_{inj} = 14 \text{ kgf/cm}^2$. O diâmetro D_{32} diminui com a obscurescência, variando de 325 a 580 μm para $P_{inj} = 10 \text{ kgf/cm}^2$ e de 88 a 214 μm para $P_{inj} = 14 \text{ kgf/cm}^2$.

Observa-se que um incremento na pressão de injeção produz uma diminuição no D_{32} , devido ao aumento da velocidade do escoamento e da tensão de cisalhamento na superfície da parafina derretida, resultando assim na formação de gotas de menor tamanho tal como mostra a Figura 2.34.

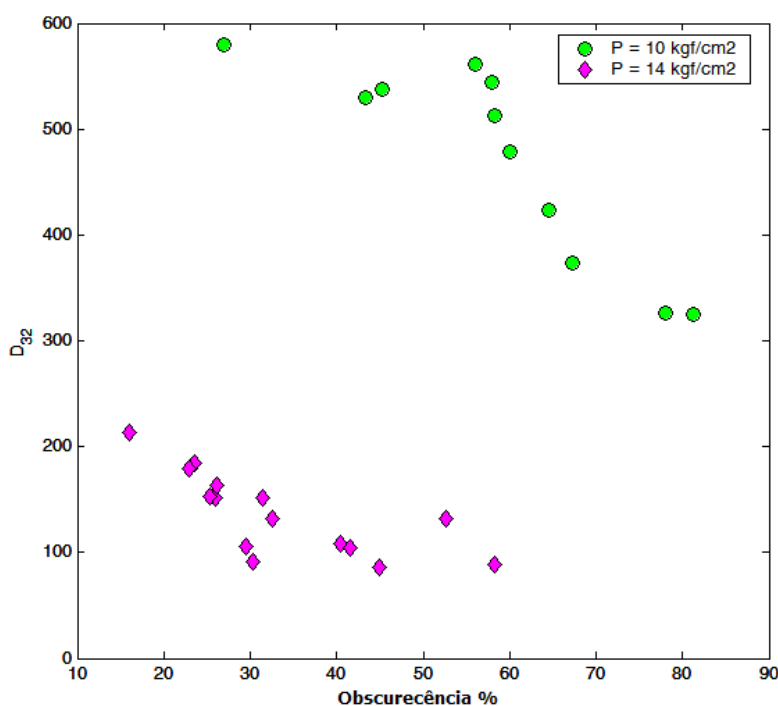


Figura 2.33 – Variação do diâmetro D_{32} com a obscurescência para $P_{inj} = 10$ e 14 kgf/cm^2 .

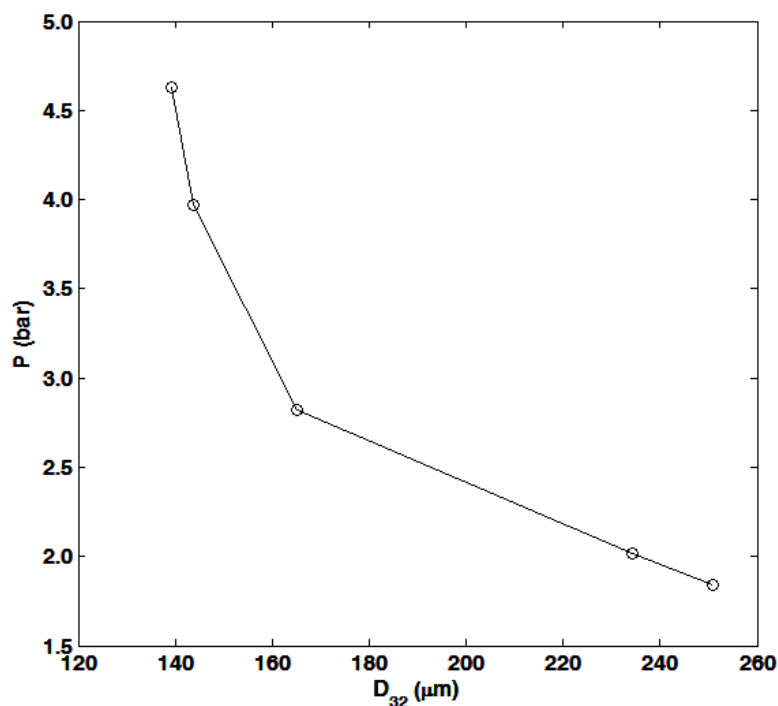


Figura 2.34 – Influência da pressão sobre o SMD (D_{32}) da parafina líquida atomizada.

A Figura 2.35 mostra a sistema de medição de tamanho de partículas durante os testes, observa-se o início da operação quando a parafina está sendo aquecida e derretida. As lâmpadas foram posicionadas na vertical e um espelho refletor de alumínio foi utilizado para um melhor aproveitamento do calor de radiação emitido pelas lâmpadas.

Nas Tabelas 2.3 e 2.4 apresentam-se medidas da obscurescência e dos diâmetros característicos $D_{(v;0,1)}$, $D_{(v;0,5)}$, $D_{(v;0,9)}$ e D_{32} para duas pressões de injeção, 10 kgf/cm^2 e 14 kgf/cm^2 , respectivamente.



Figura 2.35 – Sistema de geração de gotas de parafina utilizando ar comprimido.

Deve-se ressaltar que em sprays com alta densidade, como é o caso da parafina líquida próxima do ponto de solidificação, o feixe de luz incidente em uma gota pode atingir uma segunda gota antes de alcançar o detector, introduzindo erros no cálculo da distribuição de tamanho das gotas, este problema é chamado de dispersão múltipla, (Lefebvre, 1989).

Os resultados mostrados nas Tabelas 2.3 e 2.4 possuem uma variação muito grande dos diâmetros característicos médios medidos pelo sistema laser, devido à dificuldade de repetibilidade nos testes.

Todos os testes de medição de diâmetro de gota foram realizados mantendo-se constantes as condições de contorno tais como: potência das lâmpadas infravermelhas e pressão de injeção do jato de ar comprimido, porém não foi possível manter as mesmas condições para a área superficial do grão de parafina uma vez que o diâmetro interno inicial do grão aumentava a cada teste com o consumo da parafina. Um esquema ilustrativo deste processo pode ser observado na Figura 2.36.

Pode-se observar da Tabela 2.3 uma variação mínima de $D_{(v;0,5)}$ entre 632,4 e 675 μm para uma obscurescência de 43,3 e 57,9, respectivamente.

Tabela 2.3 - Diâmetros medidos das gotas de parafina, com $P_{inj} = 10 \text{ kgf/cm}^2$.

Obs %	$D_{(v;0,1)}$ μm	$D_{(v;0,5)}$ μm	$D_{(v;0,9)}$ μm	D_{32} μm
27	468,3	655,1	783,4	580,2
43,3	435,9	632,4	767,8	529,4
45,3	502,6	683,1	811,7	537,1
56	492,8	675,5	801	561,2
57,9	487,1	675	801,8	544,6
60,1	461,0	658,3	788,9	478,9
64,5	438,1	646,2	780,1	423,8
67,3	428,3	647,5	785,7	373,2
78,1	417,1	652,4	791,6	325,7
81,3	432,0	651,3	784,4	325,1

Tabela 2.4 - Diâmetros medidos das gotas de parafina, com $P_{inj} = 14 \text{ kgf/cm}^2$.

Obs %	$D_{(v;0,1)}$ μm	$D_{(v;0,5)}$ μm	$D_{(v;0,9)}$ μm	D_{32} μm
16	372,73	592,94	749,62	213,35
22,9	119,54	529,54	716,8	179,68
23,5	160,29	554,28	725,7	184,69
25,3	94,69	543,27	718,29	152,37
26,2	80,74	578,69	747,36	163,35
29,5	43,41	434,84	672,44	105,31
30,4	36,8	403,1	664,57	91,74
31,5	86,81	488,89	693,92	151,81
32,6	74,36	450,6	667,64	132,16
40,5	46,64	483,53	700,74	107,99
41,6	46,73	486,39	692,57	104,41
44,9	33,64	459,41	683,52	85,77
52,7	145,83	503,31	689,79	131,45
58,2	38,24	446,27	673,91	88,51
69,0	493,7	677,9	801,8	577,9
70,9	479,72	667	791,26	554,02
72	477,51	671,91	799,49	556,34
79,8	480,36	679,59	806,38	589,49

Nota-se que, de maneira geral, com o aumento da obscurescência houve uma tendência à diminuição nos diâmetros médios das gotas.

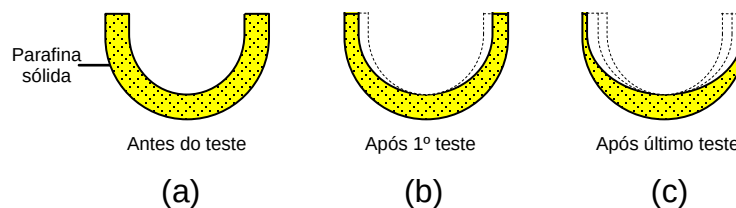


Figura 2.36 – Evolução do aumento da área superficial do grão de parafina durante o processo de geração de gotas.

2.4 Desenvolvimento de um propulsor híbrido de 70 N

Com o objetivo de testar a tecnologia de um motor foguete híbrido foi projetado um protótipo de um propulsor experimental. Os parâmetros iniciais de projeto são apresentados na Tabela 2.5.

Tabela 2.5 - Parâmetros iniciais para o projeto do motor

Empuxo	70 N
Pressão no tanque de oxidante	35 bar
Pressão na câmara de combustão	25 bar
Pressão atmosférica	1 bar

2.4.1 Objetivos de estudo

Especificamente, o objetivo deste trabalho consiste em dimensionar e operar um foguete híbrido experimental com combustível a base de parafina e tetróxido de nitrogênio líquido (NTO) como oxidante. A escolha deste par combustível/oxidante deveu-se: à possível utilização na propulsão de satélites, à disponibilidade de uma bancada de testes com uma infra-estrutura adequada para operar com este tipo de propelentes, por se tratar de uma tecnologia recente, com ampla possibilidade de otimização, e pelo desempenho potencial elevado em termos de impulso específico.

2.4.2 O motor híbrido

O motor híbrido é constituído, em linhas gerais, de um sistema injetor, câmara de combustão e uma tubeira. A câmara é dividida em pré-câmara, seção do grão propelente e pós-câmara. O grão de propelente possui um ou mais furos axiais, chamados portas de combustão. Neste trabalho, o combustível sólido utilizado é a parafina e o grão possui apenas uma porta de combustão. O oxidante é injetado na câmara através da porta de combustão. O combustível vaporiza e queima em uma chama difusiva turbulenta. O calor da combustão mantém a vaporização contínua do combustível que alimenta a chama juntamente com o vapor de oxidante.

Para executar este processo é necessário um sistema de ignição para vaporizar uma quantidade inicial de combustível, para que, uma vez injetado o oxidante, o ambiente da câmara já esteja em uma temperatura suficiente para ocorrer a queima.

Um parâmetro importante no desempenho de foguete híbrido é a taxa de regressão do grão combustível que é medida pela variação do raio da porta de combustão durante a queima. Quanto maior for a taxa de regressão do grão, maior é a taxa de queima e, conseqüentemente, melhor o desempenho do motor, uma vez que o empuxo é aumentado.

A taxa de regressão, $\dot{r}$, é dada pela equação:

$$\dot{r} = aG_o^n \quad (2.7)$$

onde G_o é o fluxo mássico de oxidante ($\text{kg/m}^2\text{s}$ no SI) e a e n são constantes experimentais.

A região primária de combustão na superfície do grão é limitada a uma zona de chama relativamente estreita situada dentro da camada limite. Os fatores que alteram o desenvolvimento da camada limite e, conseqüentemente, as características de regressão do grão incluem pressão, temperatura, composição do grão e o fluxo mássico de oxidante na porta de combustão. A taxa de regressão local do combustível é também muito sensível ao nível de turbulência local do escoamento na porta de combustão.

Os mecanismos primários de transferência de calor para a superfície do grão são convecção e radiação. Segundo Sutton (1992), em um grão combustível não metalizado, o calor transferido por convecção é maior do que o transferido por radiação na fase gasosa. Deste modo, pode-se explorar a regressão do grão por meio de uma análise de transferência de calor convectiva em camada limite turbulenta.

2.4.3 Programa de equilíbrio químico

O programa CEA da NASA, “Chemical Equilibrium and Application Composition”, foi utilizado para o cálculo da composição e temperatura na câmara e dos parâmetros teóricos de desempenho do motor. O programa CEA (McBride e Gordon, 1996) conta com uma interface gráfica simples e versátil sendo uma versão atualizada do programa NASA SP-273. O programa considera uma parede adiabática ao longo da câmara, um escoamento congelado (composição dos gases fixa) na tubeira, e os produtos da combustão considerados como gases perfeitos. Os resultados obtidos pelo programa CEA para uma mistura parafina- N_2O_4 são listados na Tabela 2.6. As propriedades termodinâmicas dos propelentes testados são descritas na Tabela 2.7.

Tabela 2.6 - Parâmetros teóricos de desempenho do propulsor híbrido de 70 N obtidos utilizando o programa CEA NASA.

$T_1 = 3350 \text{ K}$	$P_t = 17,54 \text{ bar}$	$v_2 = 2515 \text{ m/s}$
$T_2 = 2468 \text{ K}$	$P_2 = 1,01 \text{ bar}$	$v_t = 1066 \text{ m/s}$
$T_t = 3196 \text{ K}$	$P_3 = 1,01 \text{ bar}$	$c^* = 1657 \text{ m/s}$
$v_{som} = 1106 \text{ m/s}$	$O/F = 4,356$	$c = 2516 \text{ m/s}$
$\bar{M}_g = 25,71 \text{ kg/kmol}$	$I_s \text{ (s)} = 256,5$	$\dot{m} = 39,75 \text{ g/s}$
$R_g = 323,35 \text{ J/kg.K}$	$C_F = 1,52$	$\dot{m}_F = 7,42 \text{ g/s}$
$\gamma = 1,13$	$C_p \text{ (kJ/kg.K)} = 5,81$	$\dot{m}_O = 32,33 \text{ g/s}$
$\dot{G}_O = 10,24 \text{ g/cm}^2.\text{s}$		

Tabela 2.7 - Propriedades termodinâmicas dos propelentes

Combustível (Parafina)	Fórmula química	$\text{C}_{20}\text{H}_{42}$
	Densidade, $\rho \text{ (g/cm}^3\text{)}$	0,79 ($T = 82^\circ\text{C}$)
	Massa molar, $\bar{M} \text{ (kg/kmol)}$	282,55
	Entalpia de formação, $\bar{h}_{f,F,S}^0 \text{ (kJ/mol)}$	-635,3
Oxidante (NTO)	Fórmula química	N_2O_4
	Densidade, $\rho \text{ (g/cm}^3\text{)}$	1,434 ($T = 25^\circ\text{C}$)
	Massa molar, $\bar{M} \text{ (kg/kmol)}$	92,01
	Entalpia de formação, $\bar{h}_{f,O,I}^0 \text{ (kJ/mol)}$	-17,55

Fonte: National Institute of Standards and Technology (NIST), 2008.

A entalpia de formação, $\bar{h}_f^0$, é a energia necessária para a formação de 1 mol de um composto a partir dos seus elementos em seu estado padrão.

2.4.4 Fundamento teórico

- **Impulsão específica**

A impulsão específica teórica, I_s , é um parâmetro que mede o desempenho do motor e está expressa por:

$$I_s = \frac{c^* C_F}{g_0} \quad (2.8)$$

onde g_0 é a aceleração da gravidade, c^* é a velocidade característica de descarga e C_F é o coeficiente de empuxo.

- **Velocidade de descarga**

A velocidade efetiva de descarga ou velocidade de exaustão, c , é representada pela equação:

$$c = I_s g_0 \quad (2.9)$$

- **Razão de expansão**

A razão de expansão, ε , é calculada por:

$$\frac{1}{\varepsilon} = \left(\frac{\gamma - 1}{\gamma} \right)^{\frac{1}{\gamma - 1}} \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{1}{\gamma}} \sqrt{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}} \eta_i \quad (2.10)$$

sendo que

$$\eta_i = 1 - \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (2.11)$$

onde P_1 é a pressão dos gases na câmara de combustão, P_2 é a pressão dos gases na saída da tubeira, γ é a razão de calores específicos e η_i é a eficiência da combustão. Para um empuxo ótimo $P_2 = P_3$, onde P_3 é a pressão atmosférica. Sutton (1992) recomenda $P_2 \geq 0,4P_3$ para evitar a separação do jato de gás dentro das paredes da tubeira.

- **Coeficiente de empuxo**

O coeficiente de empuxo teórico, C_F , é um parâmetro que mede o desempenho da tubeira, valores de C_F variam de 0,8-1,9, (Sutton, 1992).

$$C_F = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \eta_i} + \left(\frac{P_2 - P_3}{P_1} \right) \varepsilon \quad (2.12)$$

- **Velocidade característica de descarga**

A velocidade característica de descarga, c^* , é um parâmetro que mede o desempenho do propelente na câmara de combustão, sendo expressa pela seguinte equação:

$$c^* = \frac{\sqrt{\gamma R_g T_1}}{\gamma \sqrt{\left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}} \quad (2.13)$$

onde R_g é a constante específica da mistura dos gases produtos da combustão e T_1 é a temperatura dos gases na câmara de combustão.

A eficiência de velocidade característica é dada por

$$\eta_{c^*} = \frac{c_{exp}^*}{c_{teo}^*} = \frac{\frac{P_{c,exp} A_t}{\dot{m}_{exp}}}{\sqrt{\frac{R_{teo} T_{teo}}{\gamma_{teo}} \left(\frac{\gamma_{teo} + 1}{2} \right)^{\frac{(\gamma_{teo} + 1)}{2(\gamma_{teo} - 1)}}}} \quad (2.14)$$

onde c_{exp}^* é a velocidade característica medida na câmara e c_{teo}^* é a velocidade característica calculada teoricamente. O índice *exp* refere-se às condições experimentais e o índice *teo* refere-se às condições teóricas, isto é, neste caso a combustão completa adiabática de parafina e NTO, com $T_{teo} = 3350$ K, $\gamma_{teo} = 1,13$ e $R_{teo} = 323,35$ J/kg/K, segundo a Tabela 2.6.

A velocidade característica é baseada na teoria de desempenho ideal para escoamento isentrópico quase-unidimensional, com condições sônicas na garganta e velocidade desprezível na câmara.

A eficiência de velocidade característica compara a velocidade característica obtida de medidas de vazão mássica e pressão na câmara com os valores teóricos para a temperatura e a composição na câmara correspondendo a uma combustão adiabática completa do propelente. Uma aproximação melhor para a velocidade característica teórica é feita considerando-se a temperatura e a composição obtidas experimentalmente, pois assim a eficiência de c^* irá considerar efeitos de viscosidade e ineficiências não levadas em conta no modelo de escoamento ideal (Pasini et al., 2007).

2.4.5 O bocal de exaustão (tubeira ou expensor)

O bocal de exaustão foi projetado para testes estáticos. Adotou-se um ângulo de 45° para a seção convergente e um ângulo de 15° para a seção divergente, para não haver descolamento da camada limite na sua superfície, de acordo com a teoria de difusores com escoamento compressível, (Sutton, 1992). A Figura 2.37 mostra um desenho da tubeira projetada.

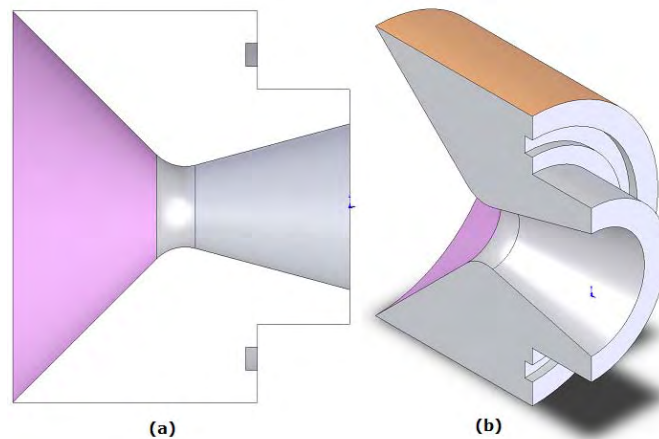


Figura 2.37 – Vista seccionada da Tubeira; (a) Perfil Lateral, (b) Perfil Isométrico.

- **Cálculo dos parâmetros na garganta da tubeira**

A área e o diâmetro da garganta, A_t e D_t , foram calculados pelas equações:

$$A_t = \frac{F}{C_F P_1} \quad (2.15)$$

$$D_t = \left(\frac{4A_t}{\pi} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (2.16)$$

onde F é o empuxo do motor foguete. Outros parâmetros da tubeira são calculados utilizando as expressões:

$$P_t = P_1 \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (2.17)$$

$$T_t = \frac{2T_1}{\gamma + 1} \quad (2.18)$$

$$v_t = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma + 1} R_g T_1} \quad (2.19)$$

onde P_t , T_t e v_t são a pressão, a temperatura e a velocidade na garganta, respectivamente.

- **Cálculo das vazões mássicas de propelente**

As vazões mássicas, $\dot{m}$, $\dot{m}_O$ e $\dot{m}_F$ (total, oxidante e combustível, respectivamente) são expressas como:

$$\dot{m} = \frac{P_1 A_t}{c^*} \quad (2.20)$$

$$\dot{m}_O = \frac{\dot{m}}{1 + F/O} \quad (2.21)$$

$$\dot{m}_F = \dot{m} - \dot{m}_O \quad (2.22)$$

Por definição a razão de mistura combustível-oxidante é dada por,

$$F/O = \frac{\Phi \bar{M}_F}{a_s \bar{M}_O} \quad (2.23)$$

onde Φ é a razão de equivalência, a_s o número de moles de oxidante nas condições estequiométricas por mol de combustível e $\bar{M}_F$ e $\bar{M}_O$ são as massas molares do combustível e do oxidante, respectivamente.

A razão de equivalência é um parâmetro que mede quantitativamente se uma mistura combustível-oxidante é rica, pobre ou estequiométrica, tal parâmetro é definido por:

$$\Phi = \frac{F/O}{(F/O)_s} \quad (2.24)$$

onde o sub-índice “s” indica condições estequiométricas. Por esta definição, para misturas ricas $\Phi > 1$, para misturas pobres $\Phi < 1$ e na estequiometria $\Phi = 1$.

- **Cálculo dos parâmetros na saída do bocal de exaustão**

Para o cálculo da temperatura e da velocidade na saída da tubeira as seguintes expressões foram usadas:

$$T_2 = T_1 \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (2.25)$$

$$v_2 = c - (P_2 - P_3) \frac{\varepsilon A_t}{\dot{m}} \quad (2.26)$$

Também podem ser calculados a área de saída da tubeira, A_2 , e o diâmetro de saída da tubeira, D_2 :

$$A_2 = \varepsilon A_t \quad (2.27)$$

$$D_2 = \left(\frac{4A_2}{\pi} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (2.28)$$

Após serem obtidos os parâmetros de desempenho do motor e, para acelerar o processo de otimização do mesmo foi utilizado o aplicativo “Hybrid Design Program - HDP” versão 1.1.3 distribuído pela Rational Technology Company (<http://www.rational-technology.com>), tal programa é específico para o projeto de foguetes híbridos. A Figura 2.38 mostra o software utilizado no projeto do motor híbrido de 70 N utilizando parafina e NTO.

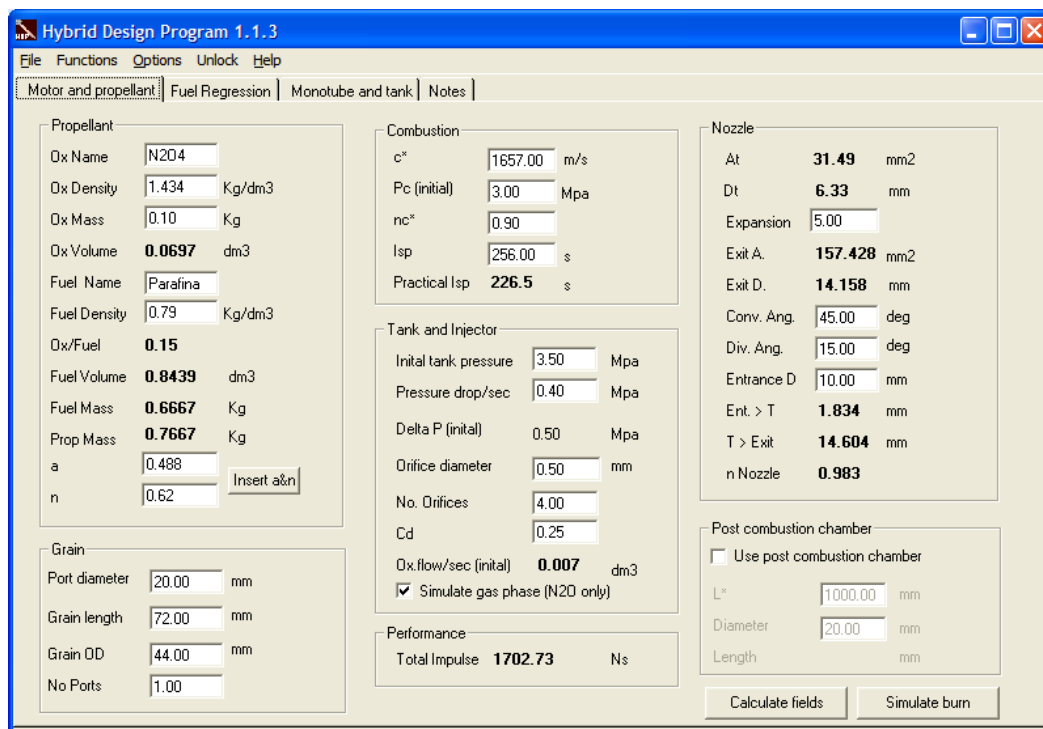


Figura 2.38 – Software utilizado (Hybrid Design Program v.1.1.3) no cálculo da taxa de regressão do grão de propelente.

- **Cálculo da taxa de regressão**

As constantes da taxa de regressão, a e n , para o par parafina/ N_2O_4 , foram obtidas do trabalho de Karabeyoglu (2004) para o par parafina-LOX, e

refinadas posteriormente após medidas experimentais para o par parafina/N₂O₄. A taxa de regressão pode ser reescrita como:

$$\dot{r} = a \left(\frac{\dot{m}_O}{\pi R^2} \right)^n \quad (2.29)$$

onde, $a = 0,488$ e $n = 0,62$ para a parafina/N₂O₄ (Karabeyoglu, 2004); $\dot{r}$ é dada em mm/s, $\dot{m}_O$ é a vazão mássica de oxidante em g/s e R é o raio da porta de combustão dado em mm. Deve-se notar que esta expressão é válida apenas para razões de mistura $O/F = [1,7 \text{ a } 2,3]$ (observar que $O/F = (F/O)^{-1}$). Para valores fora dessa faixa Karabeyoglu (2004) recomenda utilizar a seguinte expressão:

$$\dot{r} = 0,163 G_o^{0,62} / \left[\left(1 + \frac{1}{O/F} \right)^{0,38} - 1 \right] O/F \quad (2.30)$$

Uma expressão mais completa verificando a influência do comprimento do grão sobre a taxa de regressão é também dada por Karabeyoglu (2004):

$$\dot{r} = a G_o^n L_g^m \left(\frac{1}{1+m} \right) \left\{ (1-n) / \left[\left(1 + \frac{1}{O/F} \right)^{1-n} - 1 \right] O/F \right\} \quad (2.31)$$

onde m é uma constante obtida experimentalmente e que depende do comprimento do grão testado, L_g . Outra correlação dada por Chiaverini et. al (2000) utilizando o par HTPB-GOX é dada por:

$$\dot{r} = C_1 G_o^n X^m \left\{ \frac{C_2}{G_o^n X^{n-1}} (1 - e^{-\kappa p h}) + \exp \left[\frac{-C_2}{G_o^n X^{n-1}} (1 - e^{-\kappa p h}) \right] \right\} \quad (2.32)$$

onde o termo $(1 - e^{-\kappa p h})$ representa a emissividade efetiva da fase gasosa (Incropera e DeWitt, 1990), enquanto o termo $C_1 G_o^n x^m$ representa a contribuição convectiva para a taxa de regressão, κ é o coeficiente de absorção dos gases, p é a pressão na câmara e h é altura entre a porta de combustão e a placa seguradora da porta.

Para um grão formado por N_p portas de combustão circulares, a equação anterior pode ser integrada ao longo do tempo para obter o raio da porta de combustão e a distância de queima. Desta forma determina-se o comprimento e a massa do grão e, conseqüentemente, o volume da câmara de combustão.

- **Cálculo das dimensões do grão de propelente**

O comprimento do grão de combustível (L_g) pode ser calculado conhecendo a densidade (ρ_F), a vazão de massa de combustível ($\dot{m}_F$), o raio interno do grão (R_i), o número de portas de combustão (N_p) e a taxa de regressão do propelente sólido ($\dot{r}$):

$$R_i = \left[R_f^{2n+1} - a(2n+1) \left(\frac{\dot{m}_o}{\pi N_p} \right)^n t_b \right]^{\frac{1}{2n+1}} \quad (2.33)$$

$$d_b = R_f - R_i \quad (2.34)$$

$$L_g = \frac{\dot{m}_F}{2\pi\rho_F R_i N_p \dot{r}} \quad (2.35)$$

onde, R_f é o raio externo do grão de propelente, t_b e d_b são o tempo e a distância de queima, respectivamente. O volume útil do grão de combustível e a massa total do grão são obtidos através das seguintes expressões:

$$V_{util} = \pi L_g (R_f^2 - R_i^2) \quad (2.36)$$

$$m_F = \rho_F V_{util} \quad (2.37)$$

2.4.6 Resultados obtidos

Para a obtenção de resultados no cálculo do dimensionamento da tubeira foi escrito um programa computacional contendo as equações (2.8 - 2.37). O compilador utilizado foi o Matlab v.6.5.0.180913 Release 13 da MathWorks (2003), tais resultados são apresentados nas Tabelas 2.8 à 2.12. Comparativamente a Tabela 2.13 mostra resultados utilizando o Programa HDP v.1.1.3.

Tabela 2.8 – Dimensões do grão propelente.

D_{ext} (mm)	44
D_{int} (mm)	20
m (g)	68
d_b (mm)	11,9
L_g (mm)	72
$\dot{r}$ (mm/s)	2,06
V_{util} (cm ³)	87
N	1

Tabela 2.9 - Parâmetros de desempenho do motor.

I_s (s)	256,5
η_i	0,264
C_F	1,518
c^* (m/s)	1657,8
c (m/s)	2515,9

Tabela 2.10 - Dimensões da tubeira.

D_2 (mm)	13,6
D_t (mm)	6,7

Tabela 2.11 - Vazões mássicas.

$\dot{m}$ (g/s)	39,75
$\dot{m}_O$ (g/s)	32,32
$\dot{m}_F$ (g/s)	7,421
O/F	4,356
G_O (g/cm ² .s)	10,23

Tabela 2.12 – Pressões e temperaturas.

P_1 (bar)	30	T_1 (K)	3355
P_2 (bar)	1,013	T_2 (K)	2468
P_t (bar)	17,543	T_t (K)	3195

Tabela 2.13 - Resultados obtidos utilizando o programa HDP v. 1.1.3

R_f (mm)	22	d_b (mm)	12
R_i (mm)	10	L_g (mm)	72,3
m (g)	68,8	$\dot{r}$ (mm/s)	2,06

Devido a restrições tecnológicas o diâmetro externo do grão (44 mm) foi estabelecido como sendo o mesmo do diâmetro interno do tubo de PVC disponível no mercado que é de 2" de diâmetro nominal, ou seja, 50,8 mm de diâmetro externo e 3,4 mm de espessura.

2.4.7 A placa de injeção

A função do injetor é introduzir o escoamento de oxidante (N_2O_4) para a câmara de combustão em proporções adequadas, além de atomizar e misturar os propelentes permitindo assim a formação de uma mistura de oxidante-combustível homogênea que possa ser vaporizada e queimada. Para este propósito os furos do injetor foram distribuídos e ordenados radialmente em uma placa cilíndrica para distribuir o oxidante de maneira uniforme através da porta de combustão do grão de combustível. O número de elementos injetores é determinado pelo diâmetro da câmara de combustão, pela vazão total de massa e pela geometria dos elementos injetores. A tubulação do sistema de alimentação de N_2O_4 é fixada por um flange conectado à câmara de combustão.

Para o cálculo da área total de injeção, A_{inj} , e da velocidade de injeção, v_{inj} , foram utilizadas as seguintes expressões,

$$A_{inj} = \frac{\dot{m}_O}{C_d \sqrt{2\rho_O \Delta P}} \quad (2.38)$$

$$v_{inj} = C_d \sqrt{\frac{2\Delta P}{\rho_O}} \quad (2.39)$$

onde C_d é o coeficiente de descarga, ρ_O e $\dot{m}_O$ são a densidade e vazão de massa de oxidante, respectivamente, e ΔP é a perda de carga do injetor. O coeficiente de descarga foi adotado da Tabela 10.3 do livro do Sutton (1992) tendo um valor de $C_d = 0,82$ de acordo com a geometria do furo desejada. A vazão de massa de oxidante já foi calculada anteriormente para o dimensionamento da tubeira sendo 32,32 g/s e o ΔP foi adotado a ser de 5 bar.

Inicialmente adotou-se o modelo de injetor de Krauss (2003). Foram escolhidos quatro orifícios para a injeção de oxidante (NTO) e dois para a injeção do combustível (UDMH) utilizado na ignição. A injeção de oxidante é feita por um canal que encontra-se na parte superior da placa enquanto a injeção de combustível ocorre pelo canal lateral, ambos os canais encontram-se devidamente isolados por solda.

O elemento injetor de oxidante é cônico e convergente possuindo um diâmetro de 2 mm na entrada e 0,6 mm na saída com coeficiente de descarga $C_d = 0,72$ segundo a Tabela 8-2 de Sutton (2001). A direção do escoamento neste elemento injetor é longitudinal. O elemento injetor de combustível é cilíndrico com diâmetro de 0,42 mm e forma um ângulo de 30° com a horizontal. O jato de UDMH é direcionado para colidir com a parede do injetor para formar gotículas finas como resultado da desintegração do jato.

O injetor bipropelente apresentou alguns problemas de fabricação devido ao tamanho dos furos de passagem serem da ordem de 0,2 mm e 0,6 mm o que originou a quebra de várias brocas dificultando e atrasando a conclusão do mesmo. A vedação do injetor utilizando o-rings (anéis cilíndricos) também apresentou alguns inconvenientes durante a fabricação e teve de ser corrigida e trocada por solda, contudo o protótipo final do injetor adequou-se às condições necessárias para realizar os ensaios de qualificação. As Figuras 2.39 e 2.40 mostram um desenho da placa injetora projetada.

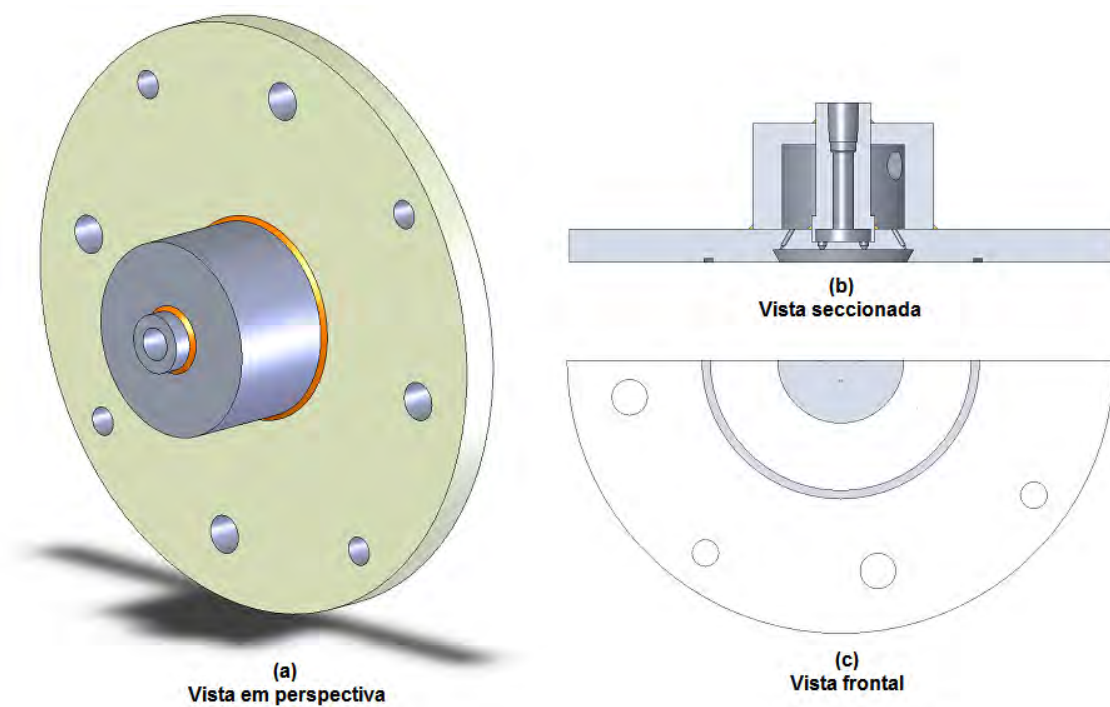


Figura 2.39 – Placa injetora bipropelente (a) Vista em perspectiva; (b) Corte lateral; (c) Vista frontal.

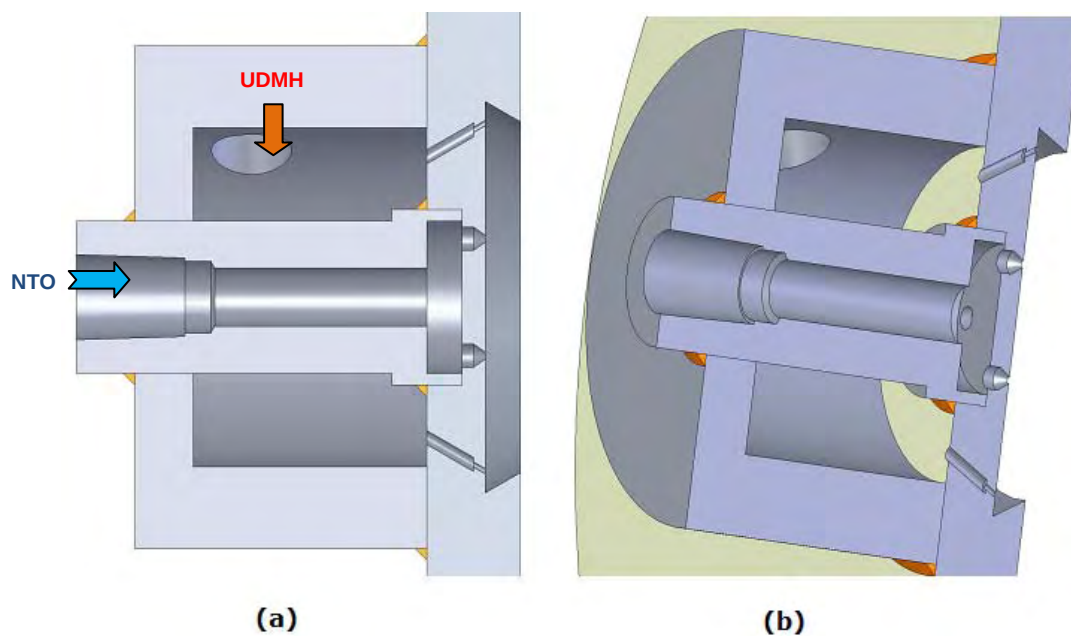


Figura 2.40 – Vista seccionada e ampliada da placa injetora bipropelente. (a) Perfil lateral; (b) Perfil isométrico.

2.4.8 Testes de ignição

Foram realizados vários testes de ignição por contato direto utilizando N_2O_4 e parafina buscando principalmente ação hipergólica entre as substâncias. A parafina foi testada pura e misturada com negro de fumo, nas fases sólida e líquida, contudo ao entrar esta em contato com o oxidante não ocorreu a ignição esperada.

Para resolver o problema de ignição foi utilizado UDMH que forma um par hipergólico com o N_2O_4 . Ignição por contato utilizando propelentes hipergólicos permitirá o ligamento e religamento do motor em qualquer instante durante os ensaios. Deve-se ressaltar que o UDMH é utilizado apenas para facilitar a ignição sendo injetado uma quantidade mínima durante um período de 1 segundo e a uma pressão de 15 bar. Uma vez que as condições na câmara já são favoráveis para manter o processo de combustão a válvula de UDMH é fechada e a injeção do oxidante ocorre nos próximos 11 segundos até a queima completa do grão de parafina.

Outro método que resolve o problema de ignição é recobrir a extremidade anterior do grão de combustível com uma camada de pólvora negra que seria posteriormente ignitada através de uma pequena resistência elétrica afixada junto a essa camada. Este método é muito conhecido e utilizado em vários testes de ignição, contudo não permite o religamento do motor em qualquer fase da operação, item importante no controle de atitude de satélites e transferência de órbita.

A Bancada de Testes em Condições Atmosféricas (BTCA) do LCP conta com linhas de propelente de N_2O_4 e UDMH prontas para entrar em operação em pressões de até 35 bar.

2.4.9 Testes de injeção

Testes de qualidade para verificar o correto funcionamento do injetor e a correta distribuição dos propelentes foram realizados utilizando água destilada a fim de não ocorrerem vazamentos através dos canais de distribuição. O sistema montado para tal pode-se observar na Figura 2.41.a. O material escolhido para a fabricação do injetor é aço inox 316, isto devido ao material ser compatível para trabalhar tanto para N_2O_4 como para UDMH. Na figura 2.41.a mostra-se o equipamento utilizado para os testes de qualidade que incluem um tanque de aço inox de alta pressão, para o armazenamento de água destilada, e um tanque de ar comprimido com capacidade de até 50 bar de pressão.



(a)



(b)

Figura 2.41 – (a) Sistema para pressurização de água; (b) Protótipo do injetor bipropelente.

A Figura 2.41.b mostra um protótipo do injetor bipropelente fabricado para os testes, o desenho do mesmo foi realizado no programa SolidWorks 2006 e o

esquema detalhado para a fabricação de cada uma das peças encontram-se no Anexo A deste trabalho.

Na Figura 2.42 observa-se um dos ensaios realizados para qualificação do injetor no Laboratório de Testes do LCP. Nota-se apenas o funcionamento dos canais de distribuição do oxidante na forma de spray. A Figura 2.43 mostra o funcionamento completo do injetor com as linhas de distribuição de oxidante e combustível em operação.



Figura 2.42 – Teste de qualificação do injetor bipropelente utilizando água destilada, com funcionamento dos canais de oxidante.

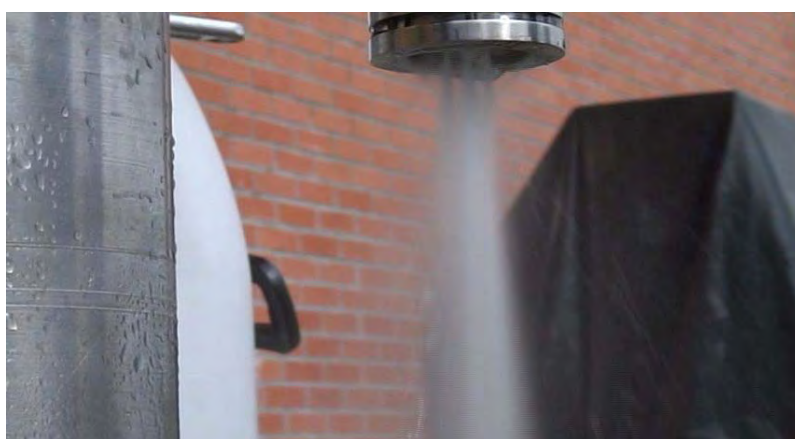


Figura 2.43 – Teste de qualificação do injetor bipropelente utilizando água destilada, com funcionamento dos canais de oxidante e combustível.

2.4.10 Equipamento e materiais utilizados

- **Sensor de pressão**

Três sensores de pressão industrial da Série PTX-7217 fornecidos pela empresa GE Sensing (<http://www.gesensing.com/PO/>), foram utilizados na montagem do motor híbrido de 70 N, tanto nas linhas de alimentação de propelente como na pós-câmara de combustão. Os sensores PTX-7217 foram fabricados para trabalhar na faixa de pressão de 1 a 10.000 psi e a temperaturas de -40° a 210 °F, como mostrados na Figura 2.44.a. Outras características técnicas referentes a este tipo de sensor podem ser encontradas no Apêndice B.2 deste trabalho.

- **Conectores**

Para a montagem das linhas de alimentação do motor foram utilizados seis conectores de aço inox 316 compatíveis com os propelentes NTO e UDMH, todos fornecidos pela Empresa Swagelok (www.swagelok.com), os mesmos podem ser visualizados na Figura 2.42.b.



(a)



(b)

Figura 2.44 – (a) Transmissor de pressão industrial PTX 7217 0-40 bar; (b) Conectores e adaptadores em aço inox 316, Swagelok.

- **Atuadores elétricos**

A Figura 2.45 mostra uma válvula de esfera com atuador elétrico, marca Swagelok SS-42GS4-41DC-1466, utilizada para o controle da vazão de propelente injetado, foram utilizadas duas válvulas, uma para a linha de combustível e outra para a linha de oxidante.



(b)

Figura 2.45 – Válvula de esfera com atuador elétrico marca Swagelok SS-42GS4-41DC-1466.

- **Célula de carga**

Para medição do empuxo foi utilizada uma célula de carga de compressão com ponto único de contato da marca Sodmex modelo N-220. Tal célula de carga é feito de aço inox 316 com capacidade de trabalho na faixa de 0-50 kg-f, possui uma sensibilidade de 2,0 mV/V e saída de sinal do tipo Ponte Strain Gauge 4 fios.

O conjunto mecânico onde foi montado o motor contém um braço ajustável que permite aplicar um esforço inicial, de cerca de 10% da faixa, para evitar a perda de contato devido à vibração. Este braço também possui um isolador para evitar contato elétrico com o motor.

A célula de carga deve ser calibrada com todos os componentes mecânicos em

seu lugar, incluindo sensores e termopares. Ela é conectada a um amplificador de carga Sensotec, alimentado por 24 Vcc, com ajustes de Zero e Ganho. Sua saída 0 a 10 Vcc é conectada ao sistema de aquisição e a um indicador local que facilita a calibração que, neste caso específico é peculiar, pois o empuxo é exercido de baixo para cima. Por isso, foi utilizada uma balança mecânica de braços iguais para inverter o sentido do esforço. Foram aplicados pesos conhecidos sobre um dos braços enquanto o outro pressionava o motor. Esse processo mostrou que o erro está limitado a 1,5% da leitura.

Outra característica importante é que o conjunto mecânico possui uma determinada frequência de ressonância, que deve ser filtrada nos dados medidos.

- **Fabricação do propulsor híbrido**

A Figura 2.46 mostra o protótipo do motor foguete híbrido de 70 N. A câmara de combustão é fixada, por meio de solda, a dois flanges cilíndricos colocados em cada extremo. Cada flange tem uma espessura de 8 mm, o flange superior possui 6 furos de 6 mm de diâmetro. O flange inferior possui 8 furos, 4 furos de 6 mm para a vedação do motor e 4 furos de 8 mm para o acoplamento com a Bancada de Testes. A parede externa do motor possui 3 mm de espessura e foi coberta com uma camada de tinta preta de alta temperatura para protegê-la da corrosão.

Foram soldados 6 adaptadores NPT 1/4" de aço inox 304L, da marca Swagelok, para acoplar 6 termopares tipo K. Um adaptador NPT 1/2" de aço inox 304L foi também soldado próximo à pós-câmara de combustão o qual foi adaptado junto a um sensor de pressão PTX-7217 para medir as variações de pressão durante os testes. A parede interna da câmara foi cuidadosamente polida e retificada para um melhor encaixe das peças que conformam o motor.



Figura 2.46 – Protótipo do propulsor híbrido de 70 N.

As Figuras 2.47 mostram as vistas da tubeira projetada, a seção convergente e a seção divergente, respectivamente. A seção convergente possui um ângulo de 45 graus e a seção divergente possui um ângulo de 15 graus, isto para não haver descolamento da camada limite na sua superfície, de acordo com a teoria de difusores com escoamento compressível. A tubeira foi fabricada de nióbio, material fornecido pela EEL-USP (Escola de Engenharia de Lorena). O nióbio foi escolhido por apresentar uma adequada resistência à corrosão e por suportar altas temperaturas.

As Figuras 2.48 mostram a vista frontal e a vista isométrica da capa protetora da tubeira fabricadas em aço carbono.

A Figura 2.49 mostra a câmara de combustão, pré-câmara, pós-câmara e tampas de retenção do grão de parafina. Nota-se também que um tubo de PVC é acoplado à pós-câmara para prevenir o superaquecimento da parede. Os detalhes de desenho das peças que compõem o motor são apresentados no Anexo A no final deste trabalho.



(a)



(b)

Figura 2.47 – Tubeira de nióbio, (a) Vista da seção convergente; (b) Vista da seção divergente.



(a)



(b)

Figura 2.48 – Capa protetora da tubeira fabricada em aço carbono, (a) Vista frontal; (b) Vista isométrica.



Figura 2.49 – Câmara de combustão, pré-câmara, pós-câmara e tampas de vedação, fabricadas em aço carbono.

A Figura 2.50 mostra um esquema da bancada de testes utilizada no protótipo do propulsor híbrido de 70 N, consistindo dos seguintes componentes:

Suporte – Dispositivo metálico onde se encontra apoiado o motor, consiste em uma balança de empuxo com quatro barras cilíndricas laterais (suportes) e duas placas metálicas (superior e inferior) onde ficam apoiados o motor e a célula de carga.

Motor – É o local onde se encontra o grão propelente, tubeira, injetor e tubo de PVC, foi fabricado em aço inox 314L devido à compatibilidade do mesmo com o NTO e a UDMH, exceto a tubeira que foi confeccionada de nióbio.

Sistema de Aquisição de dados – Este é o sistema que transforma os sinais vindos da célula de carga, transdutores de pressão, termopares e outros possíveis componentes, em dados digitais para serem utilizados nas análises.

Termopares – Foram utilizados seis termopares tipo K, cuja faixa de medições varia de -200 a 1200°C.

Transdutor de pressão – Este dispositivo mede a pressão na câmara de combustão e nas linhas de propelente, emitindo sinais elétricos que serão lidos pelo sistema de aquisição de dados.

Tanque de propelente – A bancada de testes possui dois tanques de propelentes: um de oxidante (NTO) e outro de combustível (UDMH), este último utilizado como par hipergólico na ignição do motor.

Eletro-válvula – Este dispositivo tem seus componentes totalmente em aço inox 314L sendo que não há lubrificação com óleos. Tal dispositivo é controlado através de um computador.

A Figura 2.51 mostra em detalhe o posicionamento dos termopares e do transdutor de pressão no propulsor.

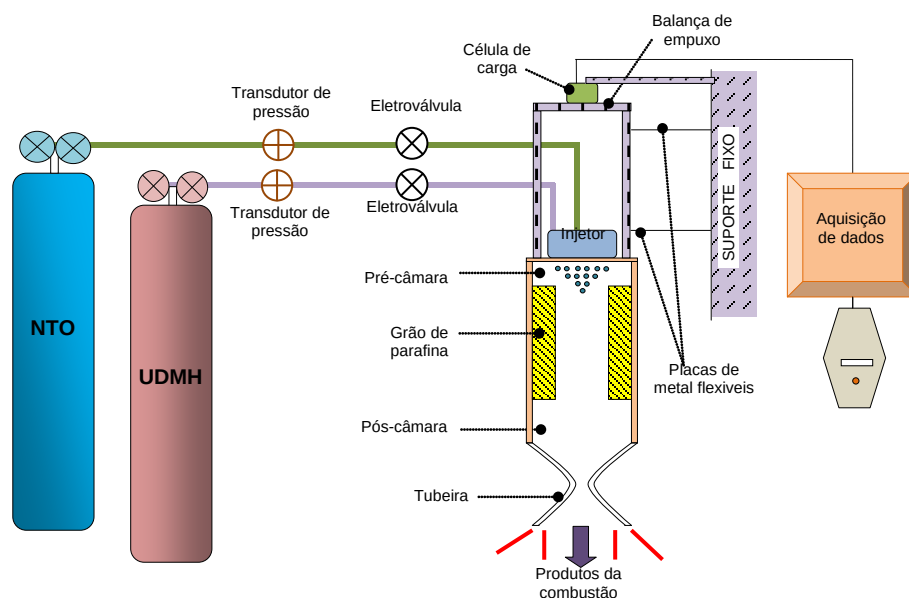


Figura 2.50 – Esquema da bancada de testes do propulsor híbrido de 70 N.

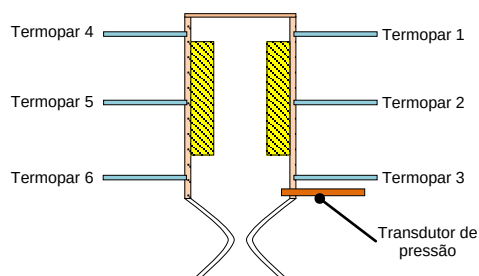


Figura 2.51 – Esquema simplificado da posição dos termopares e do transdutor de pressão no propulsor híbrido de 70 N.

3. RESULTADOS E DISCUSSÕES

Os resultados experimentais obtidos em testes estáticos, na primeira fase do projeto, resumiram-se ao aperfeiçoamento dos sistemas elétrico, da ignição e de aquisição de dados. Foram feitas melhorias na bancada experimental, no sentido de aumentar a segurança de trabalho e a precisão na coleta dos dados de empuxo e pressão na câmara de combustão.

A Figura 3.1 mostra o sistema completo do protótipo do motor foguete híbrido de 70 N antes dos testes, A Bancada de Testes em Condições Atmosféricas (BTCA) do LCP conta com linhas de propelente de N_2O_4 e UDMH prontas para entrar em operação em pressões de até 35 bar.

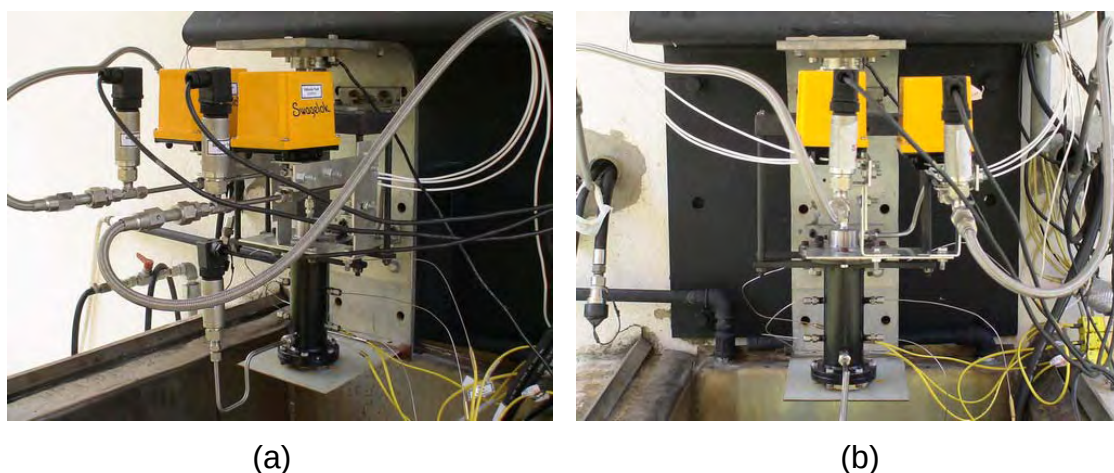


Figura 3.1 – Bancada de Testes do propulsor híbrido de 70 N. (a) Vista em perspectiva; (b) Vista frontal.

Para a montagem do sistema mostrado na Figura 3.1 foram acoplados três sensores de pressão industrial PTX-7217 utilizados tanto nas linhas de propelente como na pós-câmara de combustão no qual utiliza-se o combustível na fase sólida e o oxidante na fase líquida. Os sensores de pressão estão condicionados para trabalhar na faixa de 0 a 40 bar e em uma faixa de temperaturas de operação de -40 a 100 °C. Na parte lateral do motor foram

acoplados 6 termopares tipo K de 1,5 mm de diâmetro e 400 mm de comprimento. Cada termopar é encostado a uma distância de 1 mm da parede interna da câmara para garantir um melhor contato e menor tempo de resposta da temperatura medida assim como uma temperatura o mais próxima possível da parede que se encontra em contato com os gases quentes produtos da combustão. A Figura 3.2 mostra um esquema da posição do termopar na parede da câmara.

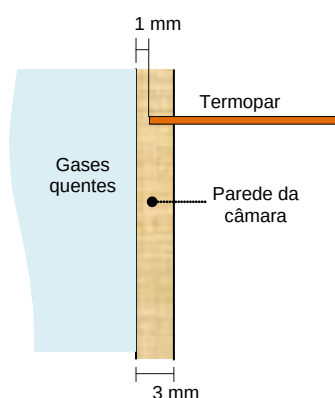


Figura 3.2 – Esquema da posição do termopar dentro da parede da câmara.

A Figura 3.3 mostra o motor de 70 N em operação, o tempo total de duração de cada teste é de aproximadamente 15 segundos sendo 1,5 segundos utilizados na mistura e queima do par hipergólico (NTO/UDMH), necessário para a ignição, e 13,5 segundos para a queima completa do grão de parafina.

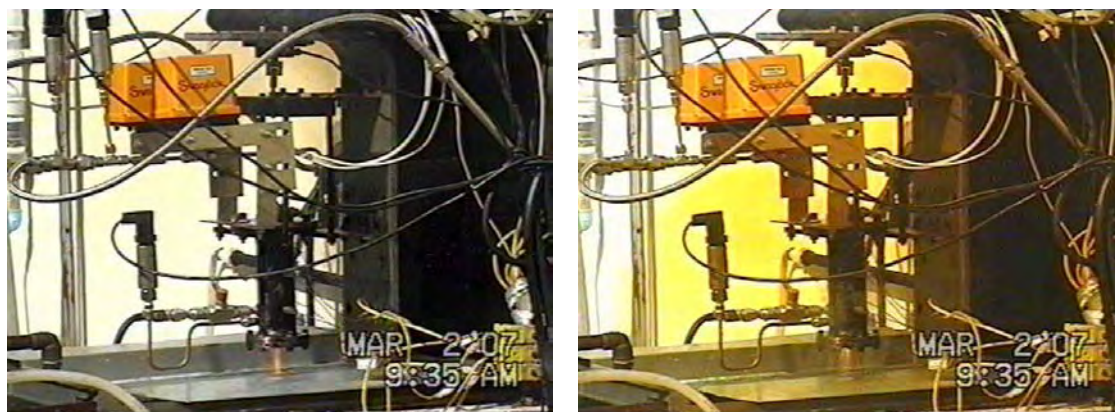


Figura 3.3 – Propulsor híbrido de 70 N em funcionamento.

A execução dos testes do protótipo do motor híbrido foi dividida em duas fases de acordo com as dimensões da pré-câmara, seção do grão e pós-câmara de combustão, a seguir:

3.1 Primeira Fase

Na primeira fase foi fabricada uma câmara com seção do grão com 70 mm de comprimento, pré-câmara com 35 mm e pós-câmara também com 35 mm de comprimento. A Figura 3.4 mostra um esquema ilustrativo do motor utilizado nesta fase.

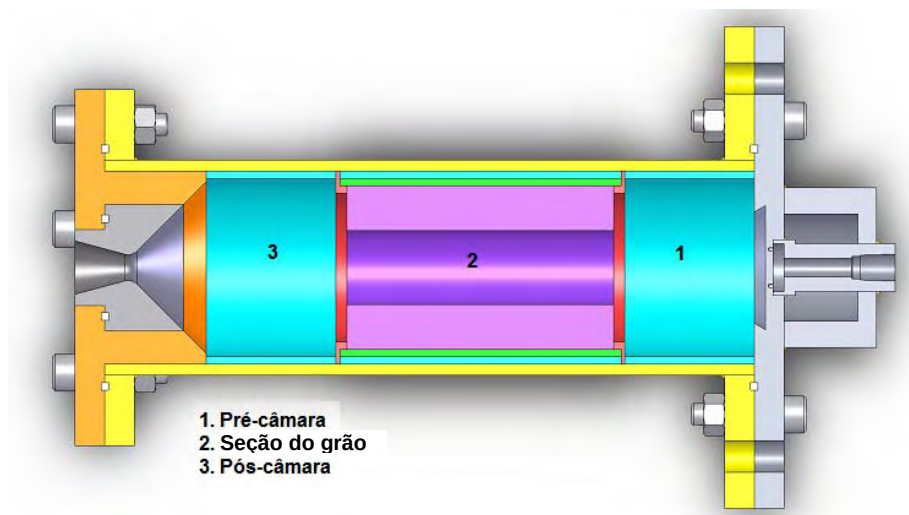


Figura 3.4 – Esquema do propulsor híbrido, com comprimento da pré-câmara igual ao comprimento da pós-câmara.

A Figura 3.5.a mostra a evolução da temperatura na parede da pós-câmara durante o teste, a uma distância de 1 mm da superfície interna da pós-câmara. Observa-se uma temperatura máxima de 230° C no lado da parede próxima à linha de oxidante (T_{Lado-A}), e uma temperatura máxima de 310° C no lado da parede próxima à linha de combustível (T_{Lado-B}). A diferença entre as temperaturas, de 80 °C, entre as posições da pós-câmara, deve-se a que no lado onde registrou-se a menor temperatura o termopar ficou próximo a um jato

de água que era utilizado para diluir o NTO líquido remanescente da combustão.

A Figura 3.5.b mostra a variação da temperatura da pré-câmara e da pós-câmara ao longo do tempo, no lado da parede próxima ao tanque de combustível (Lado-B). Deve-se notar que a temperatura medida não é a temperatura dos produtos da combustão e sim a temperatura registrada a uma distância de 1 mm da parede interna da câmara.

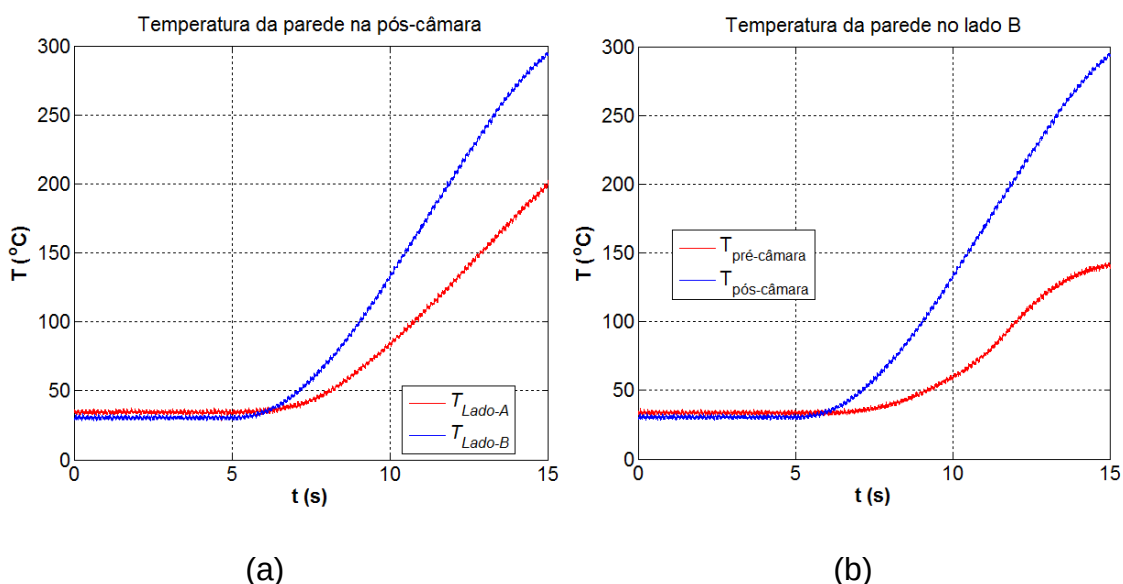


Figura 3.5 – (a) Temperatura da parede na pós-câmara. (b) Temperatura da parede no lado da linha de combustível.

A Figura 3.6.a mostra a pressão inicial da linha de oxidante, em torno de 30 bar, e uma perda de pressão de 0,4 bar no tanque de oxidante durante o teste, isto se deve à quantidade de NTO injetado na câmara (400 g) que foi utilizado para a combustão do grão de parafina. A pressão na linha de combustível também foi registrada, em torno de 16 bar, que foi mantida aproximadamente constante durante todo o teste devido a que foram utilizados apenas 15 g de UDMH em 1,5 segundos de funcionamento da válvula de injeção.

Um transdutor de pressão foi instalado na pós-câmara para medir a variação da pressão no tempo como mostra a Figura 3.6.b. Observa-se uma instabilidade na pressão para este modelo de câmara como indica a curva em vermelho da Figura 3.6.b, sendo que, a linha azul representa a média móvel aritmética de 8ª ordem calculada para a faixa onde ocorrem as instabilidades de pressão.

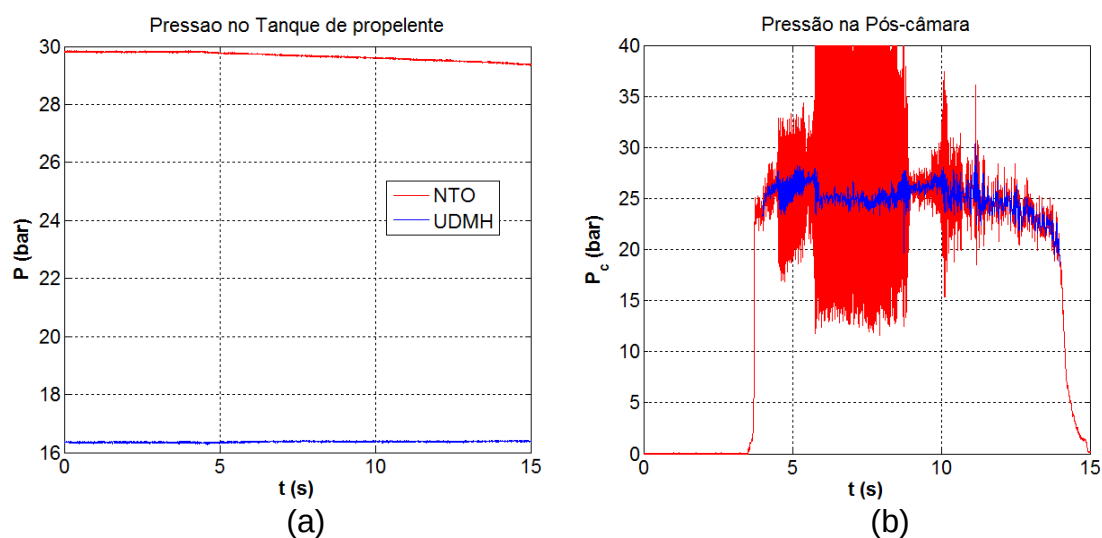


Figura 3.6 – Evolução da pressão no tempo. (a) Tanque de oxidante; (b) Pós-câmara de combustão.

A Figura 3.7 apresenta resultados da variação da vazão mássica dos propelentes hipergólicos utilizados no sistema de ignição, que são o NTO e a UDMH. A variação apresentada na vazão mássica do oxidante deve-se principalmente à instabilidade da pressão da câmara. A vazão de UDMH tem um pico de aproximadamente 29 g/s que corresponde à abertura completa da válvula de injeção de combustível.

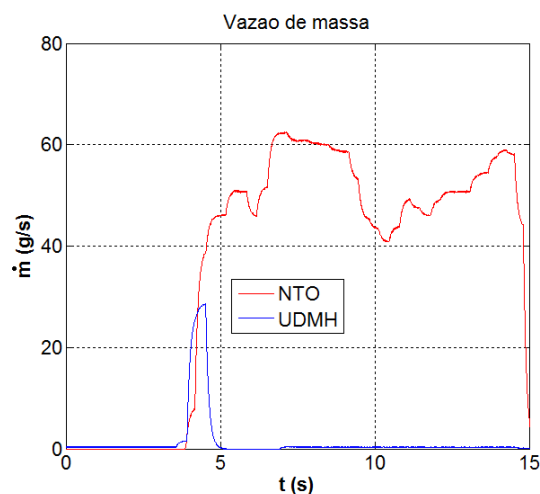


Figura 3.7 – Variação da vazão do par hipergólico utilizado para a ignição, NTO e UDMH.

As Figuras 3.8 (a e b) mostram o grão de propelente sólido a base de parafina antes e depois da queima, respectivamente.



(a)



(b)

Figura 3.8 – Grão de combustível. (a) Antes do ensaio; (b) Após o ensaio.

A variação da pressão e do empuxo do propulsor híbrido no tempo são apresentadas nas Figuras 3.9 a 3.13. A pressão inicial no tanque e a massa total de cada propelente utilizado são mostrados na Tabela 3.1 para os 5 testes realizados na primeira fase. A nomenclatura utilizada nos gráficos é dada a seguir:

- P_{LO} = Pressão na linha de oxidante.
- P_{LF} = Pressão na linha de combustível.
- P_{TO} = Pressão no tanque de oxidante.
- P_{TF} = Pressão no tanque de combustível.
- P_C = Pressão na câmara de combustão.
- F = Empuxo

Tabela 3.1 – Pressão inicial no tanque e massa total de propelente utilizado

Teste	P_{TO} (bar)	P_{TF} (bar)	m_O (g)	m_F (g)
HI091001	20,5	19,8	401	11,4
HI101001	19,8	19,6	355,8	14
HI101002	19,9	19,7	345,6	13,2
HI101003	20,2	20,1	309,2	18,5
HI111001	19,7	19,8	460,3	10,4

Foi observado que durante todos os testes estáticos houve instabilidades da pressão na câmara de combustão e, conseqüentemente, do empuxo. Observa-se que alguns segundos após a ignição a pressão na câmara aumenta acima da pressão de linha dificultando a passagem do oxidante necessário para manter o processo de combustão.

Em uma tentativa de contornar este problema foi aumentado o diâmetro de saída da tubeira e da garganta em alguns milímetros a fim de diminuir a pressão de câmara e aumentar a diferença da pressão de linha e da pressão de câmara, contudo a pressão de linha diminuía simultaneamente com a pressão de câmara e a instabilidade se manteve.

Também foram elaborados grãos de parafina mais resistentes e compactos, aumentando-se a concentração de negro de fumo e de agente dispersante, assim como a velocidade de rotação do torno para fabricá-los, contudo não foi possível diminuir a diferença entre as pressões de linha e de câmara. Os gráficos mostrados das Figuras 3.9 a 3.13 mostram as instabilidades de pressão e de empuxo que ocorrem cerca de 5 s após a ignição do motor.

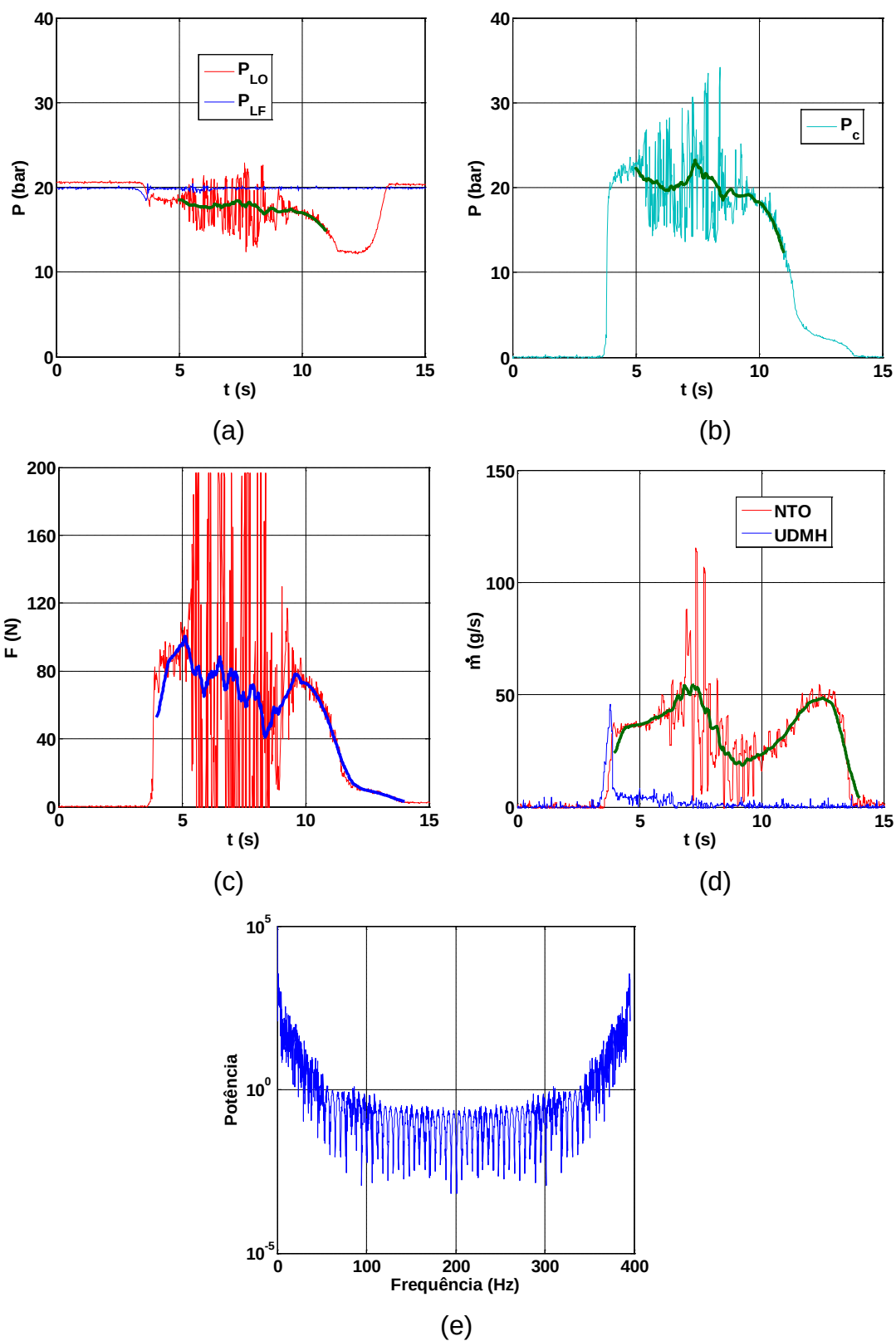


Figura 3.9 – Teste HI091001. (a) Pressão na linha de propelente, (b) Pressão na câmara, (c) Empuxo, (d) Vazão mássica, (e) Frequência.

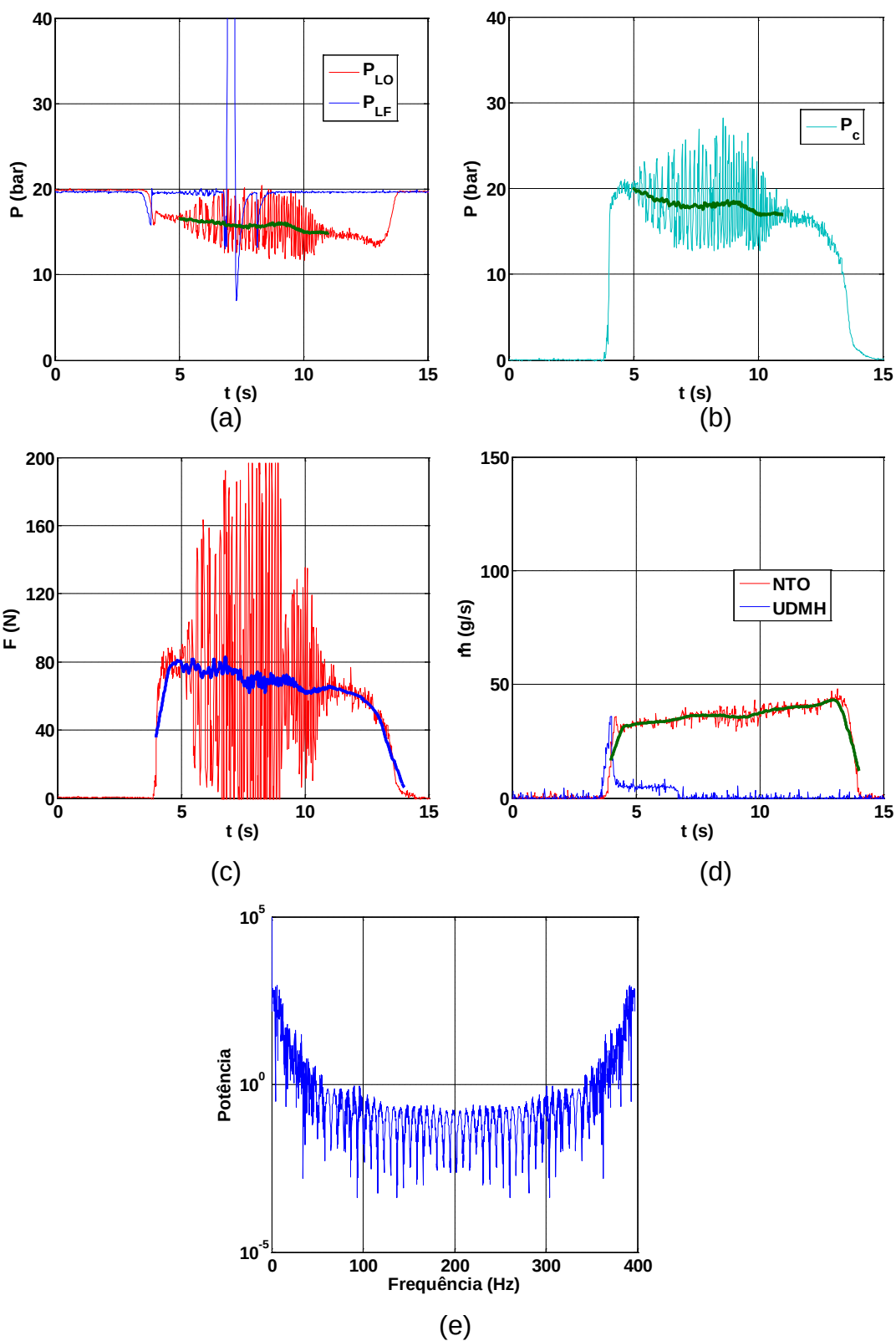


Figura 3.10 – Teste HI101001. (a) Pressão na linha de propelente, (b) Pressão na câmara, (c) Empuxo, (d) Vazão mássica, (e) Frequência.

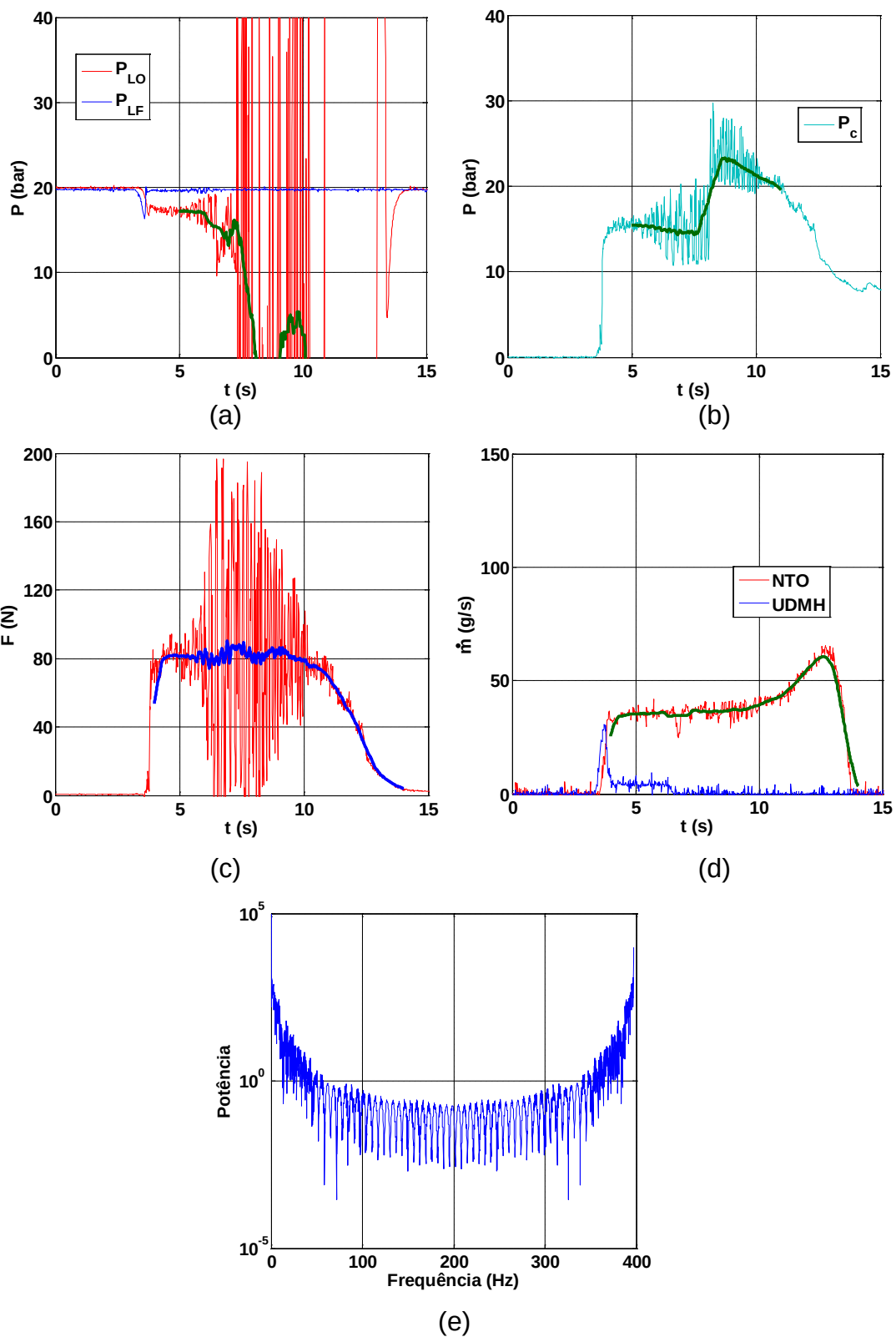


Figura 3.11 – Teste HI101002. (a) Pressão na linha de propelente, (b) Pressão na câmara, (c) Empuxo, (d) Vazão mássica, (e) Frequência.

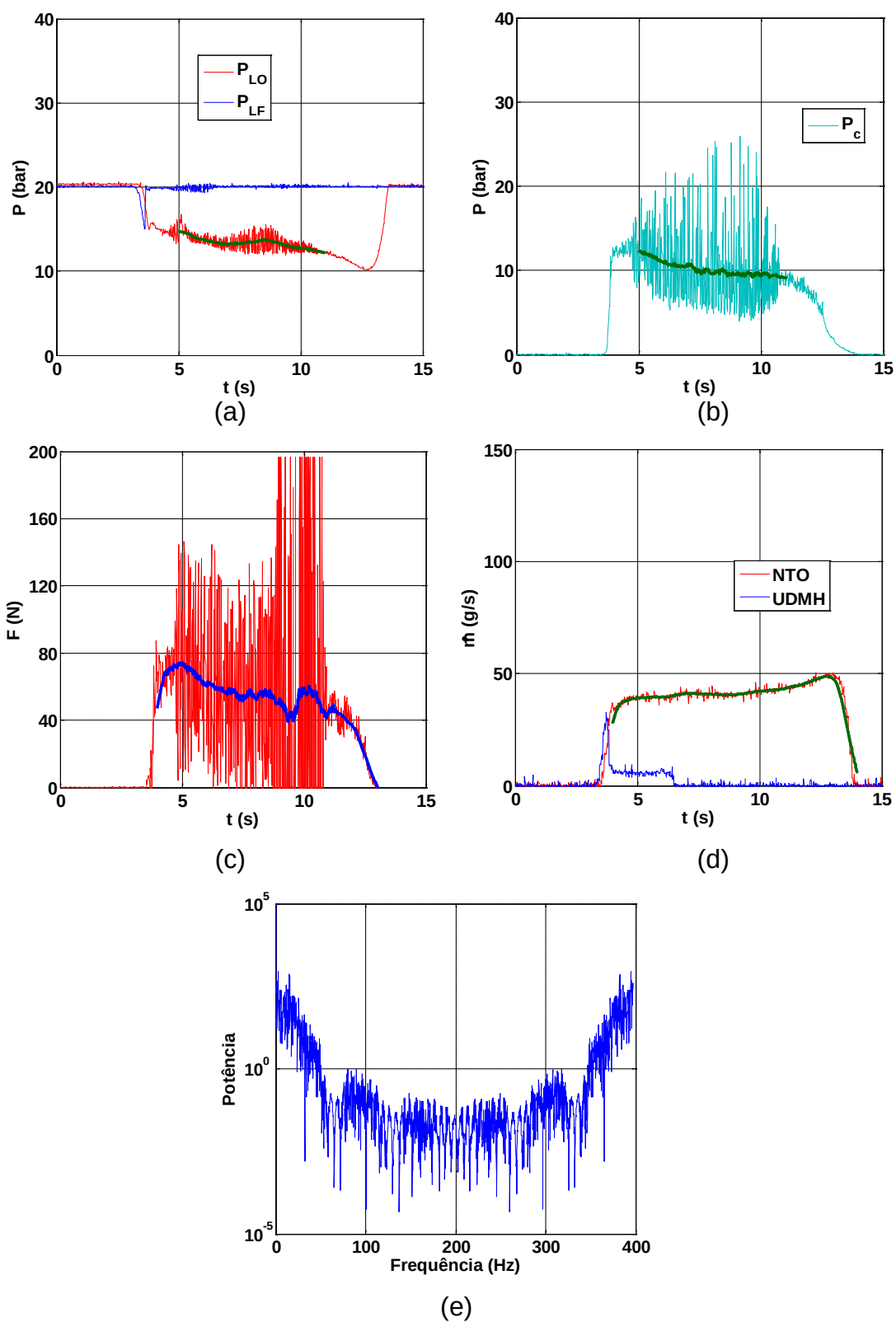
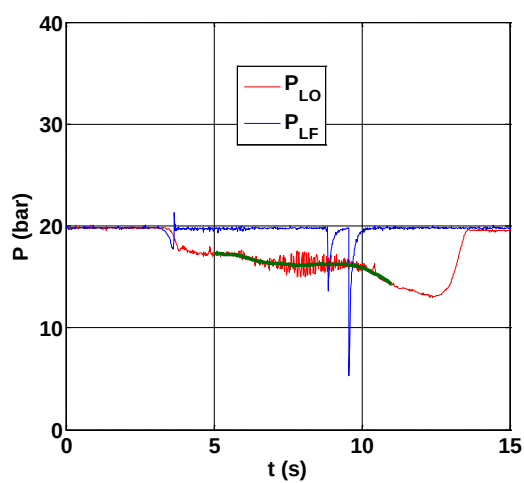
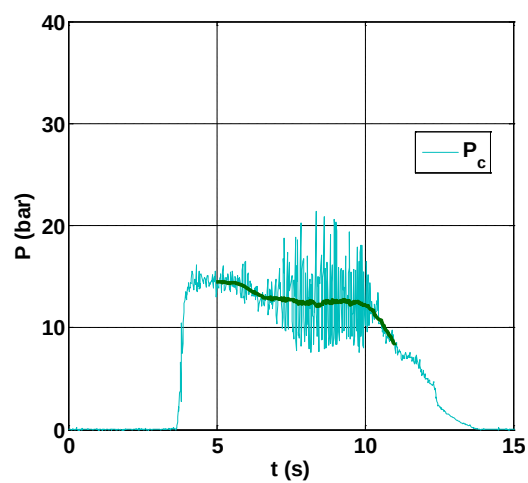


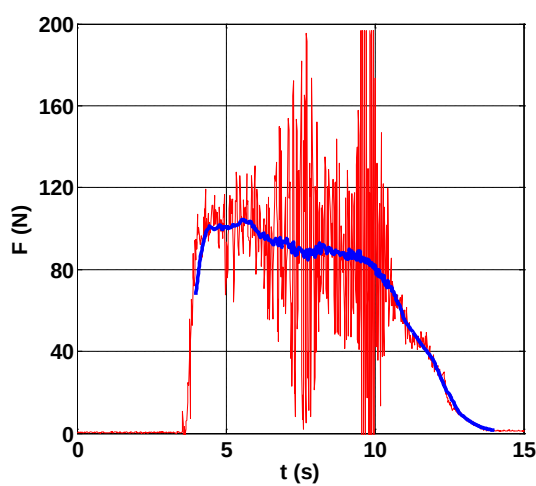
Figura 3.12 – Teste HI101003. (a) Pressão na linha de propelente, (b) Pressão na câmara, (c) Empuxo, (d) Vazão mássica, (e) Frequência.



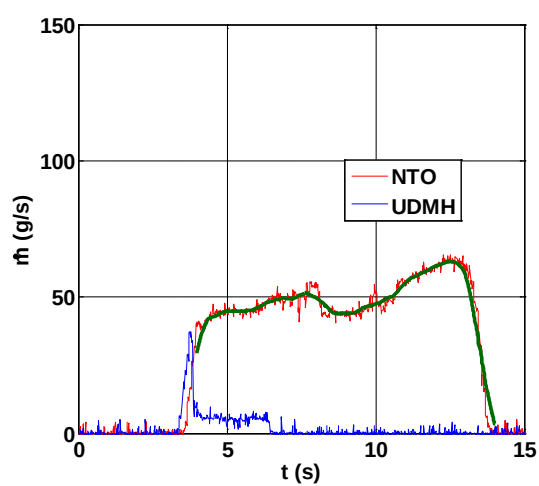
(a)



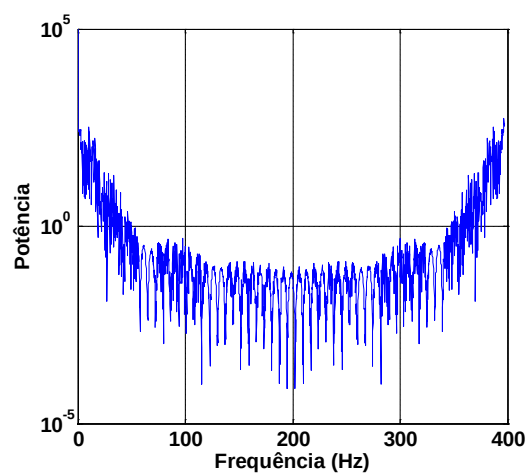
(b)



(c)



(d)



(e)

Figura 3.13 – Teste HI111001. (a) Pressão na linha de propelente, (b) Pressão na câmara, (c) Empuxo, (d) Vazão mássica, (e) Frequência.

Foi realizada uma análise de Fourier das oscilações de pressão na câmara, conforme mostrado nas Figuras 3.9e, 3.10e, 3.11e, 3.12e e 3.13e. Verifica-se a partir dessas figuras que não há uma frequência dominante nas instabilidades observadas.

A primeira fase de testes foi encerrada sem sucesso devido às instabilidades de pressão na câmara, mesmo após as modificações realizadas na configuração do motor e no grão propelente.

3.2 Segunda Fase

Na segunda fase dos testes optou-se por modificar o comprimento da pré-câmara e pós-câmara de combustão, buscando-se assim a variação de sua impedância acústica com vistas ao desacoplamento da mesma do sinal acústico do escoamento. Acredita-se que a instabilidade deveu-se principalmente a uma queima incompleta das gotas de parafina.

A pré-câmara e a pós-câmara foram fabricadas com 25 mm e 45 mm de comprimento, respectivamente, o comprimento da seção do grão de propelente foi mantido a ser o mesmo da primeira fase. A Figura 3.14 mostra um esquema do motor contendo as modificações. A pressão inicial no tanque e as massas de combustível e oxidante utilizadas em cada ensaio são mostradas na Tabela 3.2.

As Figuras 3.15 a 3.19 mostram a variação da pressão da câmara e do empuxo para uma pressão de alimentação na linha de oxidante de 20, 19,6, 28,5 e 29 bar, respectivamente. A linha de alimentação de combustível (UDMH) manteve-se em torno de 10 bar para todos os testes.

Nota-se que após terem sido corrigidas as dimensões da pré-câmara e pós-câmara não ocorreram mais as instabilidades apresentadas na primeira fase

dos testes mercê do sucesso na busca do desacoplamento acústico procurado. Os ensaios da segunda fase de testes mostraram uma diminuição significativa da instabilidade da pressão e do empuxo como aquelas ocorridas na primeira fase dos testes.

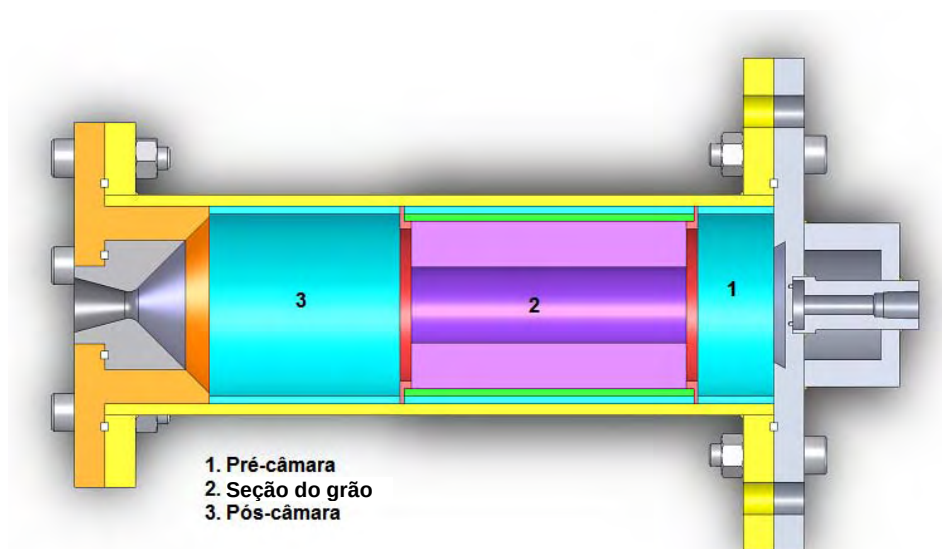
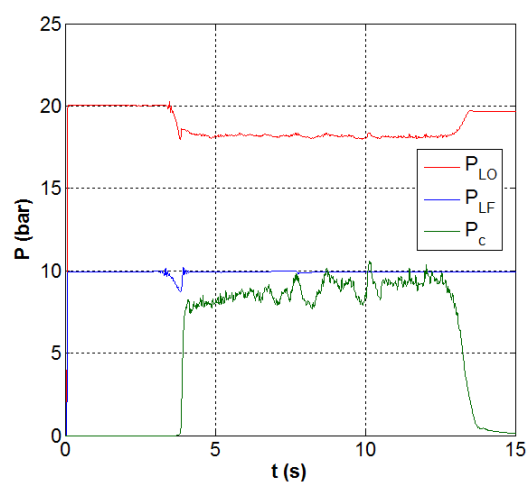


Figura 3.14 – Esquema do propulsor híbrido, com comprimento da pré-câmara menor que o comprimento da pós-câmara.

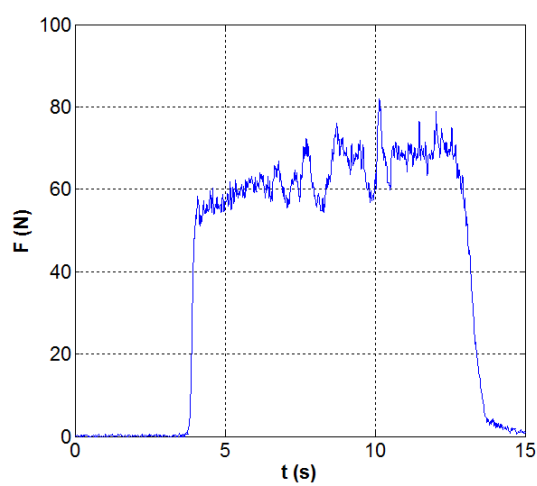
Tabela 3.2 – Pressão inicial no tanque e massa total de propelente utilizado.

Teste	P_{TO} (bar)	P_{TF} (bar)	m_O (g)	m_F (g)
HI021001	20	10	431,1	15,4
HI151002	19,6	10,2	375,4	14
HI151003	20	10,6	318,4	20,7
HI161001	28,5	10	472,4	11,9
HI161002	29	10	496,5	12,1

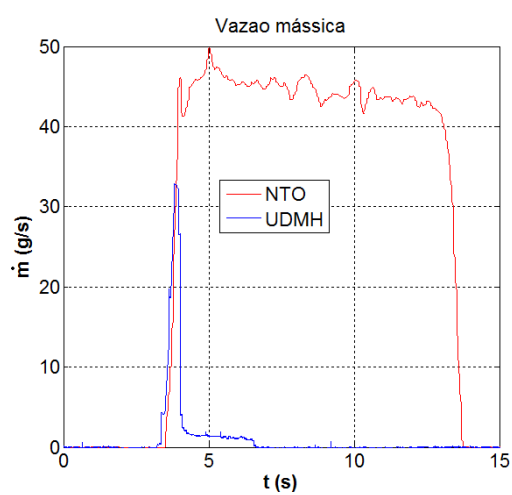
Utilizando a equação 2.14 um valor médio para a eficiência da velocidade característica pode ser encontrada utilizando a pressão de câmara medida, a vazão de massa total de combustível e oxidante utilizado e a área da garganta, sendo:



(a)



(b)



(c)

Figura 3.15 – Teste HI021001. (a) Pressão. (b) Empuxo. (c) Vazão mássica.

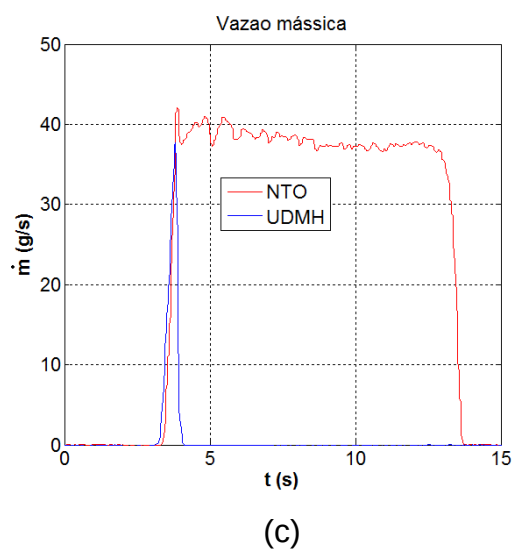
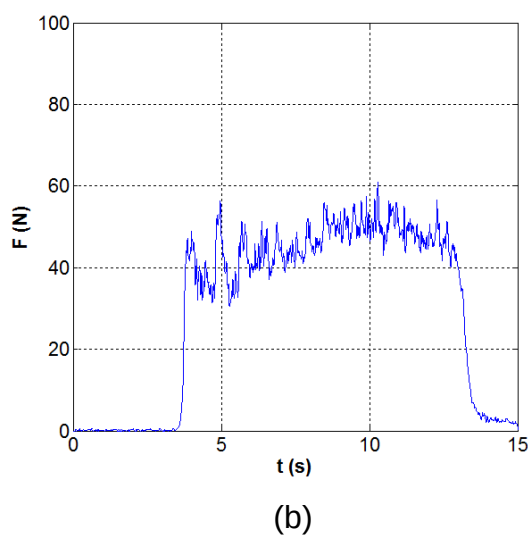
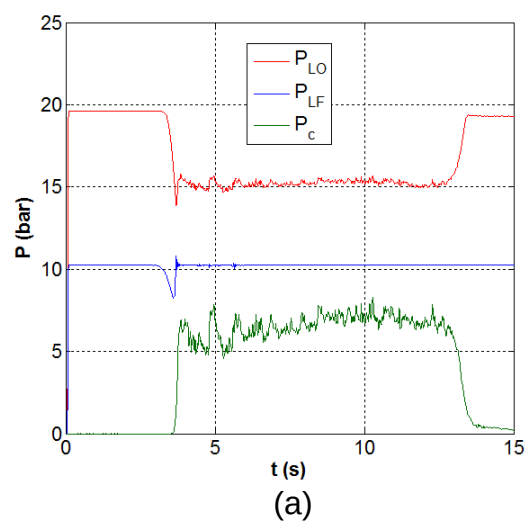


Figura 3.16 – Teste HI151002. (a) Pressão. (b) Empuxo. (c) Vazão mássica.

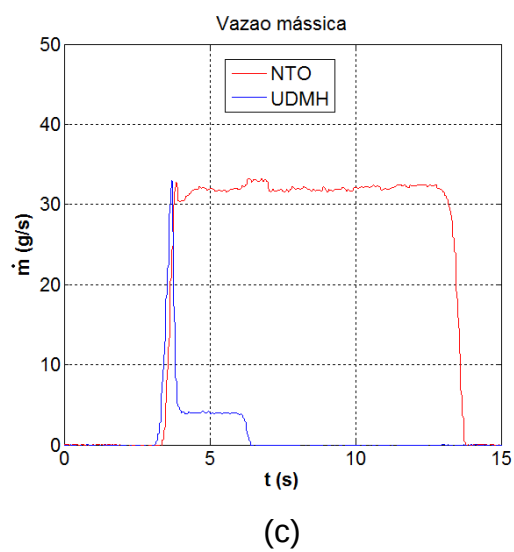
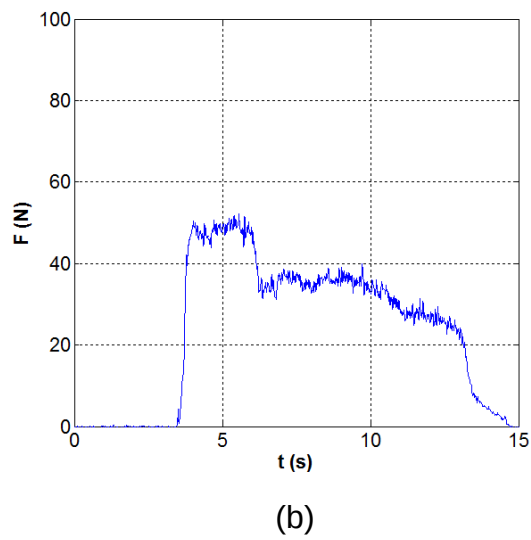
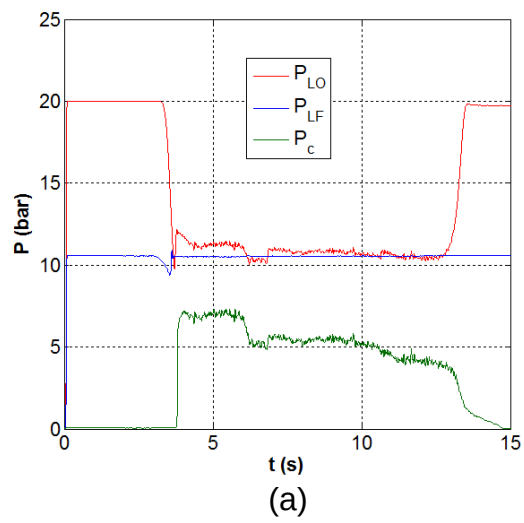


Figura 3.17 – Teste HI151003. (a) Pressão. (b) Empuxo. (c) Vazão mássica.

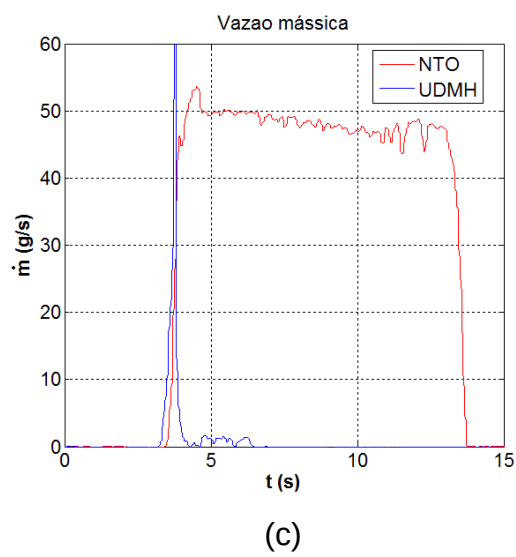
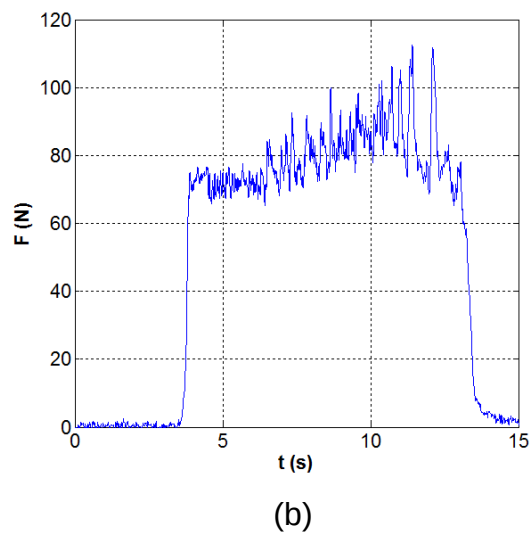
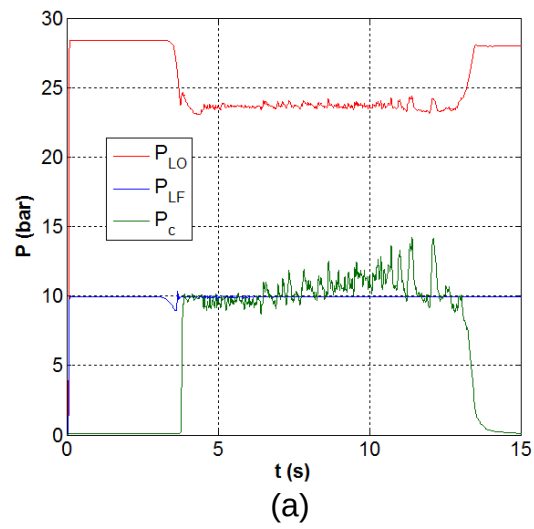
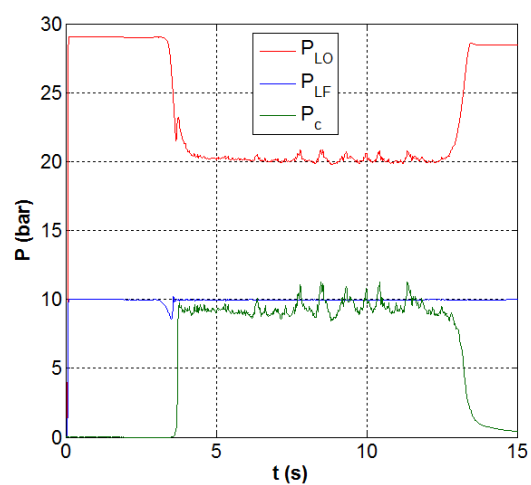
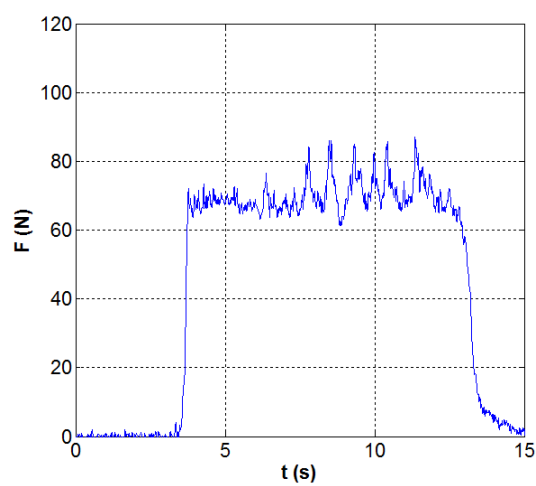


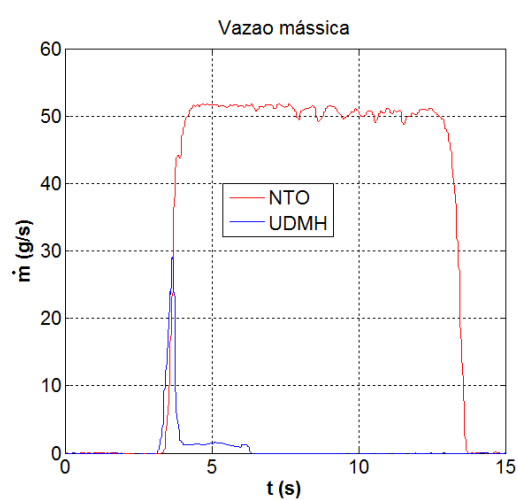
Figura 3.18 – Teste HI161001. (a) Pressão. (b) Empuxo. (c) Vazão mássica.



(a)



(b)



(c)

Figura 3.19 – Teste HI161002. (a) Pressão. (b) Empuxo. (c) Vazão mássica.

4. CONCLUSÕES E SUGESTÕES

O objetivo deste trabalho foi mostrar a viabilidade do emprego da parafina e do tetróxido de nitrogênio como propelentes em um sistema a propulsão híbrida, com vistas à adequabilidade de tal par na propulsão de satélites e de veículos espaciais.

Foi descrito o processo de preparação de um grão de parafina (110 mm de comprimento, 40 mm de diâmetro externo, 15 mm de diâmetro interno), para ser utilizado em motores de foguetes híbridos. Os efeitos de uma baixa pressão e de uma baixa temperatura em grãos de parafina foram apresentados.

Várias misturas de parafina com corante preto, negro de fumo e dispersantes foram testadas. O pigmento preto foi utilizado para escurecer o grão, o negro de fumo foi usado por três razões: escurecer o grão, incrementar a dureza do grão e melhorar seu desempenho durante a combustão, e o dispersante foi requerido para misturar a parafina com o negro de fumo.

Foi verificado que uma fração de massa de 0,005 % de corante preto em pó, 33015-Preto, foi necessária para criar uma mistura opaca e, conseqüentemente, reduzir o aquecimento da superfície interna do grão pela radiação durante o processo de combustão.

A faixa de temperaturas adequada para uma mistura uniforme de negro de fumo com parafina foi de 15 a 25 °C acima do ponto de fusão. Um torno com velocidade de rotação de 1200 RPM foi utilizado para produzir grãos compactos e com boa qualidade estrutural. Foi observada uma contração de 15 a 19 % em volume da parafina durante a solidificação. Foi encontrado que o melhor agente dispersante é o Disperbik-2150, permitindo dispersar 0,5 % de negro de fumo em massa com 1,5 % de dispersante em massa.

Não foram encontrados efeitos significativos de uma baixa pressão (1 mbar) sobre a qualidade estrutural do grão durante e após os testes. Exposição do grão de parafina em baixas temperaturas (-196 °C) causaram a formação de trincas e rachaduras dentro do grão sugerindo proteção térmica em vôos reais.

Foi realizado um estudo experimental da formação de gotas de parafina em diferentes velocidades de escoamento. Dois dispositivos foram projetados e construídos para a geração de gotas de parafina a partir de um grão semi-cilíndrico. No primeiro dispositivo foi utilizado um soprador de ar com vazão de ar relativamente baixa conduzindo à formação de gotas de grande tamanho. No segundo sistema foi utilizado um compressor de ar a uma pressão de 10 bar que gerou gotas menores que o primeiro dispositivo.

Dois métodos diferentes para medir o diâmetro das gotas geradas foram utilizados. O primeiro método consistia na medição das massas das gotas empregando-se uma balança de precisão. Neste sistema as gotas de parafina solidificavam-se ao entrar em contato com água fria formando assim gotas quase esféricas devido à insolubilidade da parafina em água. A partir das massas das gotas, e conhecida a densidade da parafina, foram calculados os diâmetros das gotas de parafina. O segundo método consistiu na medição por um feixe de laser com o sistema medidor Malvern Master Sizer-X cuja incerteza de medição é de cerca de 2 %, segundo dados do fabricante. Observou-se que para obter uma vazão de 20 kg/h foi preciso uma pressão de 1,1 bar enquanto que para uma vazão de 163 kg/h foi necessário uma pressão em torno de 9 bar.

Observou-se que para uma pressão de descarga de 2,82 bar obtêm-se gotas da ordem de 1,8 μm até 1.116,9 μm e um Diâmetro Médio de Sauter, $D_{32} = 139,22 \mu\text{m}$. Outros diâmetros característicos também foram obtidos, entre eles: $D_{(v;0,1)}=86,52 \mu\text{m}$, $D_{(v;0,5)}= 484.2 \mu\text{m}$ e $D_{(v;0,9)}=807.56 \mu\text{m}$.

Foram realizados 30 testes para medir o tamanho das gotas da parafina em duas pressões de operação, 10 e 14 kgf/cm². Observou-se que o D_{32} atinge seu valor mínimo quando o coeficiente de obscurecimento, ψ , é próximo de 90, para $P = 10$ kgf/cm², e um $\psi = 60$ para $P = 14$ kgf/cm².

Foram executados 10 testes estáticos a céu aberto de um motor foguete híbrido de 70 N a fim de determinar principalmente o empuxo e a pressão da câmara de combustão assim como também a vazão de massa dos propelentes utilizados e a temperatura próxima às paredes. Observou-se que, na primeira fase dos testes, utilizando uma pré-câmara e uma pós-câmara com o mesmo comprimento (35 mm), houve uma instabilidade da pressão na câmara de combustão e conseqüentemente do empuxo. Foi encontrado que alguns segundos após a ignição a pressão na câmara aumentou acima da pressão de linha dificultando a passagem do oxidante necessário para manter o processo de combustão. Dois procedimentos diferentes para contornar este problema foram realizados, contudo não se obteve sucesso: O primeiro procedimento consistiu em incrementar o diâmetro do bocal de exaustão, tanto na região da garganta e na saída, e desta forma diminuir a pressão de câmara e aumentar a diferença da pressão de linha e da pressão de câmara (ΔP), contudo a pressão de linha diminuía simultaneamente com a pressão de câmara mantendo-se a instabilidade.

O segundo procedimento consistiu em modificar a composição dos grãos de parafina aumentando a concentração de negro de fumo e de agente dispersante, desta forma obtiveram-se grãos de parafina mais duros e resistentes, o objetivo era obter-se uma queima mais uniforme na superfície do grão que possa contribuir a uma estabilidade da pressão de câmara e conseqüentemente do empuxo. Ambos os procedimentos não diminuíram significativamente a instabilidade ocorrida na câmara de combustão.

A segunda fase consistiu na execução de 5 testes estáticos com modificação do comprimento da pré-câmara e pós-câmara para 25 e 45 mm, respectivamente, resolvendo-se desta forma o problema da instabilidade.

Sugere-se para trabalhos futuros a continuidade dos testes estáticos deste motor modificando a placa de injeção com configurações diferentes dos canais de injeção, mantendo a pressão de linha a 30 bar e utilizar outros oxidantes tais como H_2O_2 e N_2O .

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

KARABEYOGLU, A. **Ideal hybrid fuel Is ...Wax?** NASA: Ames Research Center, 2001. Disponível em: http://science.nasa.gov/headlines/y2003/28jan_envirorocket.htm>. Acesso em 02 fev. 2003.

CAI, G.; TIAN, H. Numerical simulation of the operation process of a hybrid rocket motor. In: AIAA/ASME/SAE/ASEE JOINT PROPULSION CONFERENCE AND EXHIBIT, 42., 2006, Sacramento, CA. **Proceedings...** Reston, VA: AIAA, 2006. (AIAA-2006-4506).

CARMICINO, C.; SORGE, A.R. Investigation of the fuel regression rate dependence on oxidizer injection and chamber pressure in a hybrid rocket. In: AIAA/ASME/SAE/ASEE JOINT PROPULSION CONFERENCE AND EXHIBIT, 39., 2003, Huntsville, AL. **Proceedings...** Reston, VA: AIAA, 2003. (AIAA-2003-4591).

CARRICK, P.G.; LARSON, C.W. Lab scale test and evaluation of cryogenic solid hybrid rocket fuels. In: AIAA/ASME/SAE/ASEE JOINT PROPULSION CONFERENCE AND EXHIBIT, 31., 1995, San Diego, CA. **Proceedings...** Reston, VA: AIAA, 1995. (AIAA-1995-2948).

CASALINO, L.; PASTRONE D. Oxidizer control and optimal design of hybrid rockets for small satellites. In: AIAA/ASME/SAE/ASEE JOINT PROPULSION CONFERENCE AND EXHIBIT, 39., 2003, Huntsville, AL. **Proceedings...** Reston, VA: AIAA, 2003. (AIAA-2003-4591).

CHIAVERINI, M. J.; SERIN, N.; JOHNSON, D.; LU, Y. C.; KUO, K. K.; RISHA, G. A. Regression rate behavior of HTPB-based solid fuels in a hybrid rocket

motor. **Journal of Propulsion and Power**, v. 16, n. 1, p. 125-132, Jan.-Feb. 1992.

CHIAVERINI, M.J.; HARTING, G.C.; LU, Y-C.; KUI, K.K.; PERETZ, A. Pyrolysis behavior of hybrid-rocket solid fuels under rapid heating conditions. **Journal of Propulsion and Power**, v.15, n.6, p. 888-895, Nov.-Dec. 1999.

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

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

COMARPLAST ADITIVOS. **Aditivos: ceras e velas**. Disponível em: <<http://www.comarplast.com.br>>. Acesso em: 10 abr. 2008.

DODGE, L.G. Change of calibration of diffraction based particle sizes in dense sprays. **Optical Engineering**, v. 23, n. 5, p. 626-630, 1984.

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

GOUVÊA, L.H. **Análise de desempenho de um motor híbrido utilizando parafina e peróxido de hidrogênio como propelentes**. 2007. 167 p. (INPE-15389-TDI/1406). Dissertação (Mestrado em Combustão e Propulsão) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos, 2007.

HUZEL, D.K.; HUANG, D.H. Design of thrust chambers and other combustion devices. In: _____ (Ed.). **Modern engineering for design of liquid-propellant rocket engines**. Washington, D.C.: AIAA, 1992. cap. 4, p. 67-134. (Progress in Astronautics and Aeronautics Series, v. 147).

INCROPERA, F.P.; DEWITT, D.P. **Fundamentals of Heat and Mass Transfer**, 3rd Ed., Wiley, New York, p. 872-833, 1990.

KARABEYOGLU, M.A.; ALTMAN, D. Dynamic modeling of hybrid rocket combustion. **Journal of Propulsion and Power**, v.15, n.4, p. 562-571, July-Aug. 1999.

KARABEYOGLU, M.A.; ZILLIAC, G.; CANTWELL, B.J.; DEZILWA, S.; CASTELLUCCI, 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.

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

KRAUSS, O. Design and test of a lab-scale N₂O/HTPB hybrid rocket. In: AIAA REGION STUDENT PAPER CONFERENCE, 5., 2003, Boulder, CA. **Proceedings...** Reston, VA: AIAA, 2002.

KULKARNI, S.G.; PANDA, S.P. Role of thermal degradation of hybrid rocket fuels in hypergolic ignition and burning with RFNA as oxidizer. **Combustion and Flame**, v. 39, n. 2, Oct. 1980.

KUO, K. K. Importance and challenges of hybrid rocket propulsion beyond year 2000. In: ISRAEL ANNUAL CONFERENCE ON AEROSPACE SCIENCES,

37., 1997, Haifa, Israel. **Proceedings...** Haifa: Technion Israel Institute of Technology, 1997.

LEFEBVRE, A. H. **Atomization and sprays**. New York: Taylor & Francis, 1989. 421p. ISBN 0-89116-603-3.

LEVINE, D.M.; BERENSON, M.L.; STEPHAN, D. **Estatística: teoria e aplicações**. Rio de Janeiro: LTC. 2008. 782 p. ISBN 9788521616344.

LIN, C.; CHIU, H.H. Numerical analysis of spray combustion in hybrid rocket. In: AIAA/ASME/SAE/ASEE JOINT PROPULSION CONFERENCE AND EXHIBIT, 31., 1995, San Diego, CA. **Proceedings...** Reston, VA: AIAA, 1995. (AIAA-1995-2687).

MCBRIDE, B. J.; GORDON, S. **Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and applications: II. users manual and program description**. Cleveland, OH: NASA, 1996. (NASA RP-1311).

MARXMAN, G.A.; WOOLDRIDGE, C.E.; MUZZY, R.J. Fundamentals of hybrid boundary layer combustion. In: WOLFHARD, H.G.; GLASSMAN, I.; GREEN JUNIOR, L. (Ed.). **Heterogeneous combustion**. New York, NY: Academic Press, 1964. cap. 3, p. 485-521. (Progress in Astronautics and Aeronautics, v.15).

National Institute of Standards and Technology (NIST). **Nitrogen tetroxide**. Disponível em:

<<http://webbook.nist.gov/cgi/cbook.cgi?Formula=N2O4&NoIon=on&Units=SI&cTG=on&cTC=on>>. Acesso em: 04 out. 2008.

PASINI, A.; TORRE, L.; ROMEO, L.; CERVONE, A.; D'AGOSTINO, L.; SACCOCCIA, G. Experimental characterization of a 5 N hydrogen peroxide monopropellant thruster prototype. In: AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 43., Cincinnati, OH, 2007. **Proceedings...** Reston, VA: AIAA, 2007. (AIAA-2007-5465).

PHILMON, G.; KRISHMAN, S. 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. 2001.

RISHA G. A.; ULAS A.; BOYER E.; KUMAR S.; KUO K. K.; Combustion of HTPB based solid fuels containing nano-sized energetic powder in a hybrid motor. In: AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 37., Salt Lake City, UT, 2001. **Proceedings...** Reston, VA: AIAA, 2001. (AIAA-2001-3535).

ROSIN, P.; RAMMLER, E. The laws governing the fineness of powdered coal. **Journal of the Institute of Fuel**, v.7, n.31, p. 29-36, 1933.

SANTOS, L.M.C.; ALMEIDA, L.A.R.; FRAGA, A.M.; VERAS, C.A.G. Experimental investigation of a paraffin based hibrid rocket. **Revista Engenharia Térmica**, v. 5, n. 1, p. 8-12, July 2006.

SARANIERO, M.A.; CAVENY, L.H.; SUMMERFIELD, M. Restart transients of hybrid rocket engines. **Journal of Spacecraft and Rockets**, v. 10, n.3, p. 215-217, May-June 1973.

SILVA, M.S.; LACAVA, P.T.; SANTANA JUNIOR, A.; GOÉS, L.C.S. Procedimentos concernentes ao projeto de cavidades acústicas utilizadas em motores-foguete a propelente líquido. In: ENCONTRO DE INICIAÇÃO

CINETÍFICA E PÓS-GRADUAÇÃO DO ITA (ENCITA), 10., 2004, São José dos Campos. **Anais...** São José dos Campos:ITA. 2004.

SMOOT, L.D.; PRICE, C.F. Pressure dependence of hybrid fuel regression rates. **AIAA Journal**, v.5, n.1, p.102-106, Jan. 1967.

SPARKS, D. R. Hybrid rocket propellants from lunar material. **Acta Astronautica**, v.17, n.10, p. 1093-1097, Oct. 1988.

STRAND, L.D.; RAY, R.L.; ANDERSON, F.A.; COHEN, N.S. Hybrid rocket fuel combustion and regression rate study. In: AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 28., Nashville, TN, 1992. **Proceedings...** Reston, VA: AIAA, 1992. p. 1-9. (AIAA 1992-3302).

SUTTON, G. P. **Rocket propulsion elements**: an introduction to the engineering of rockets. 6.ed. New York: John Wiley, 1992. 636p.

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

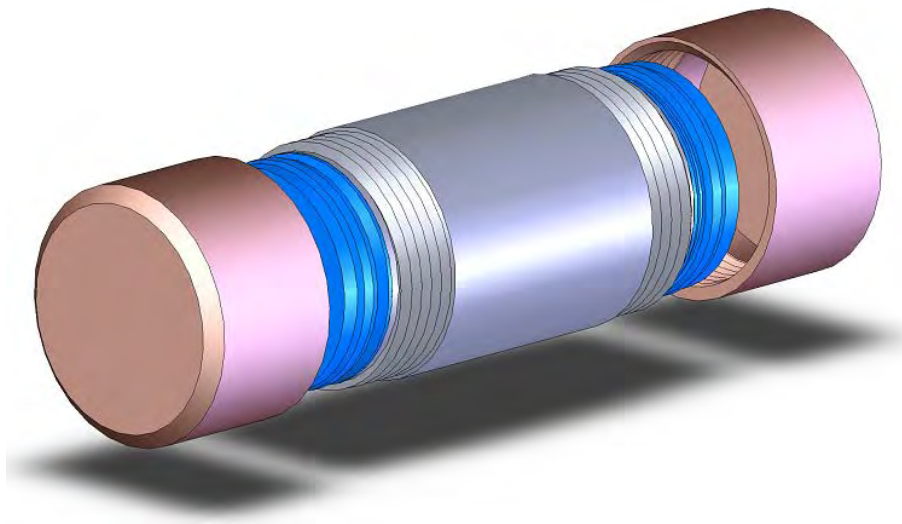
VENTURA, M.C.; HEISTER, S.D. Hydrogen peroxide as an alternate oxidizer for a hybrid rocket booster. **Journal of Propulsion and Power**, v.11, n.3, p. 562-565, May-June 1993.

WERNIMONT, E.J.; MEYER, S.E. Hydrogen peroxide hybrid rocket engine performance investigation. In: AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 30., Indianapolis, IN, 1994. **Proceedings...** Reston, VA: AIAA, 1992. (AIAA-1994-3147).

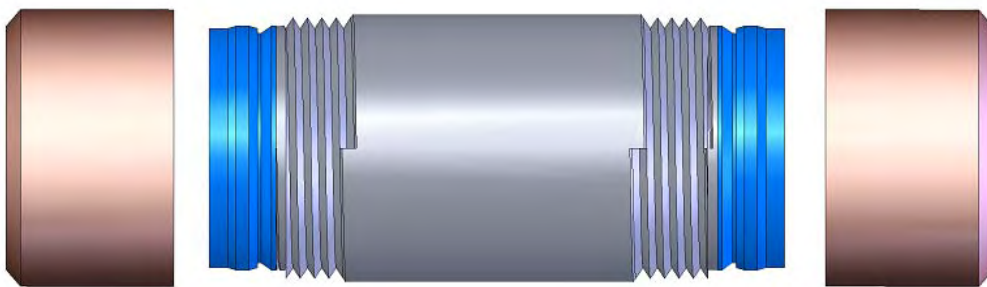
APÊNDICE A

Neste apêndice apresentam-se os desenhos das peças e dispositivos utilizados no projeto de fabricação de grãos de parafina, medição de diâmetro das gotas e do motor híbrido de 70 N. Todos os desenhos foram feitos utilizando o Programa SolidWorks® Office Premium 2006 SP0.0.

FORMA PARA A FABRICAÇÃO DOS GRÃOS DE PARAFINA



(a)



(b)

Figura A.1 – Forma cilíndrica de alumínio com rosca nos extremos, tampas de acrílico e tampões de latão utilizado na fabricação dos grãos de parafina e negro de fumo. (a) Vista Isométrica; (b) Vista lateral.

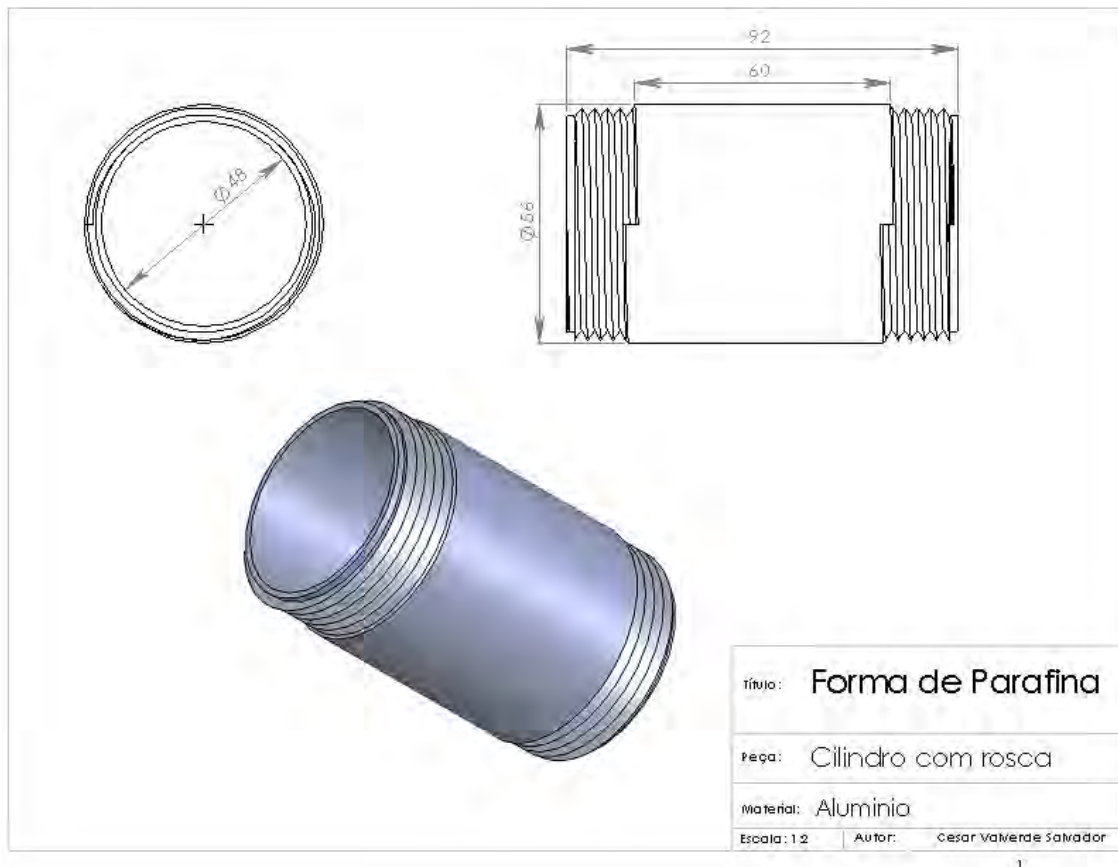


Figura A.2 – Desmontagem da forma cilíndrica, cotas do Cilindro de alumínio com rosca para posterior fabricação.

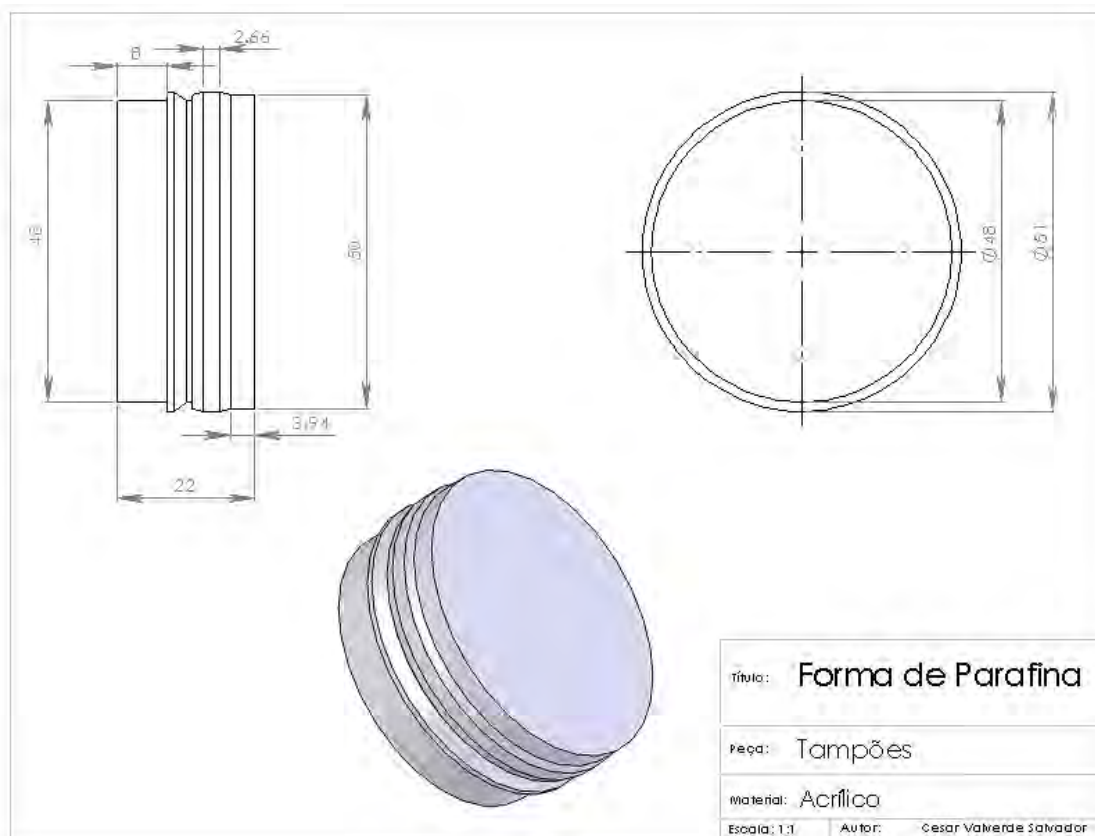


Figura A.3 – Desmontagem da forma cilíndrica, cotas da tampa de acrílico para posterior fabricação.

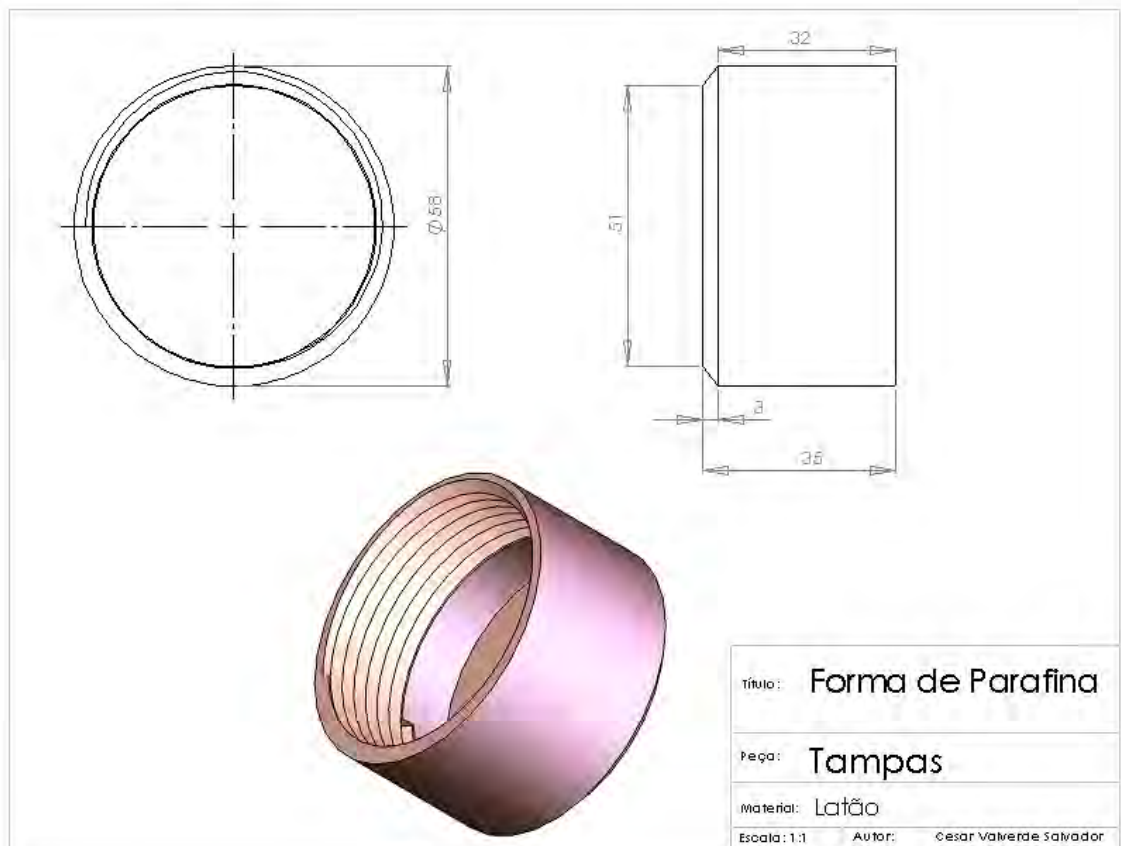
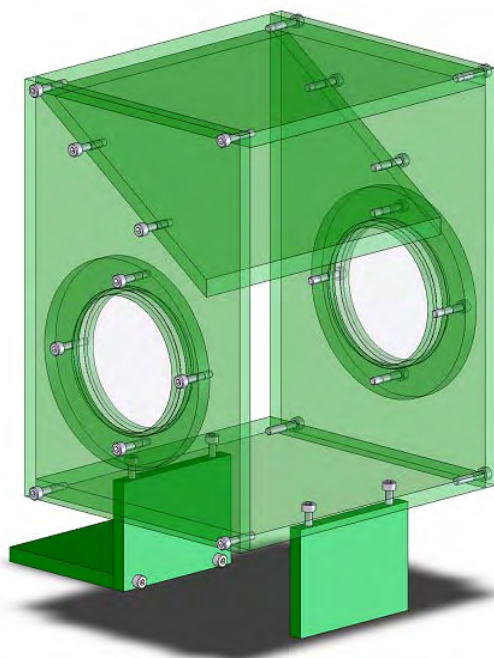
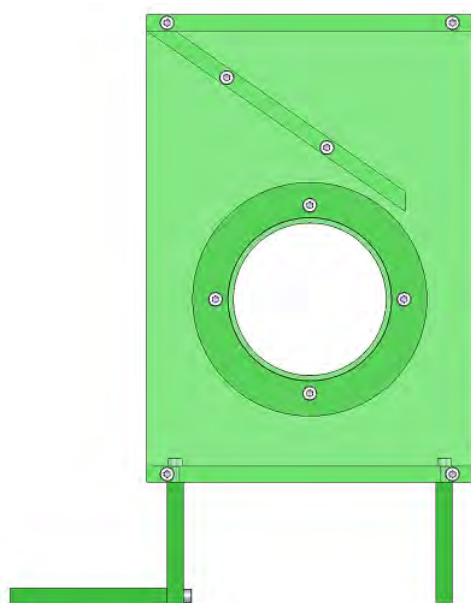


Figura A.4 – Desmontagem da forma cilíndrica, cotas da tampa de latão para posterior fabricação.

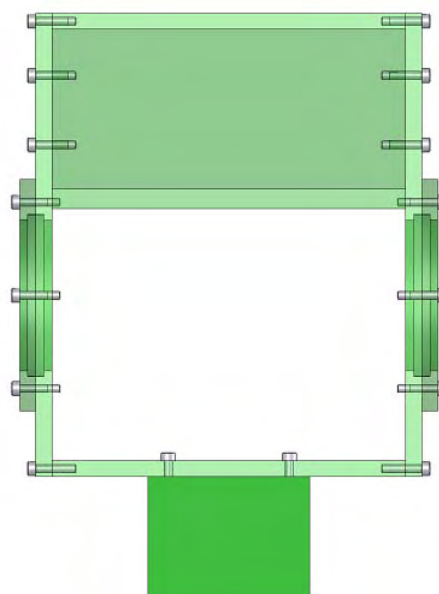
**CAIXA DE ACRÍLICO PROJETADA PARA O ACOPLAMENTO DAS
JANELAS DE BOROSILICATO**



(a)



(b)



(c)

Figura A.5 – Caixa de acrílico. (a) Vista Isométrica; (b) Vista lateral; (c) Vista frontal.

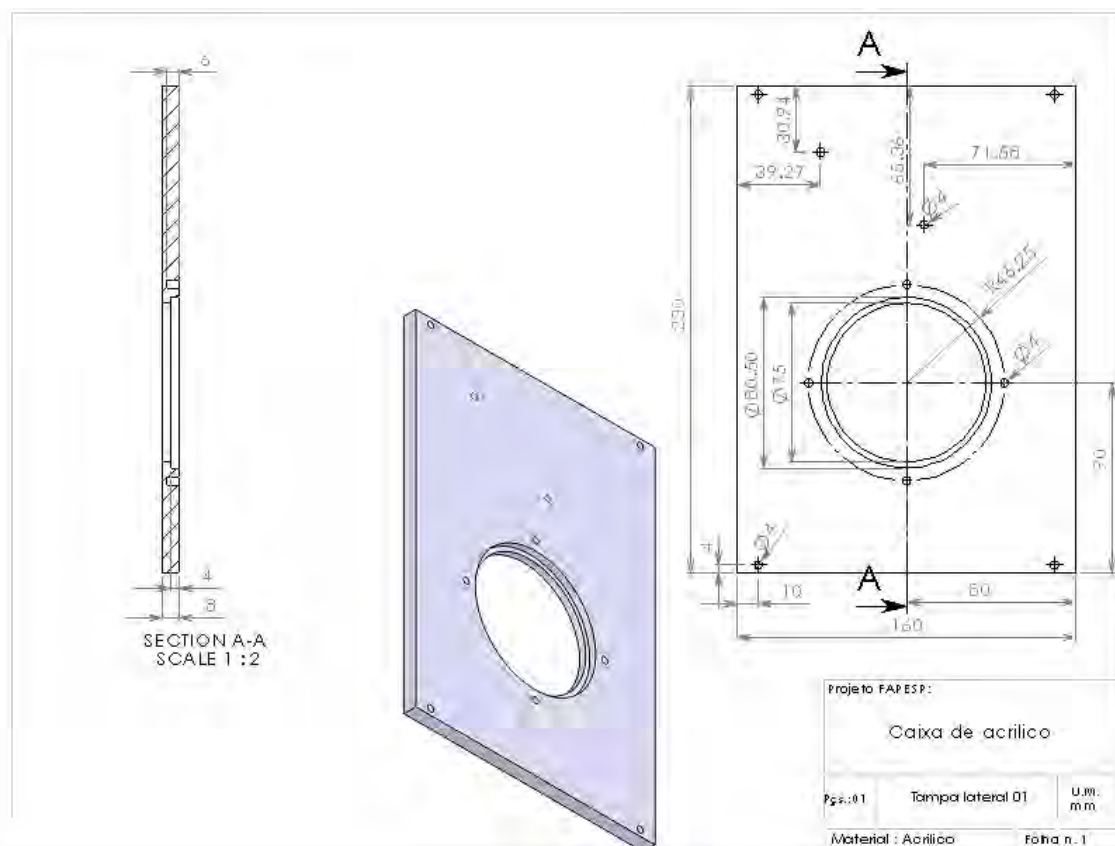


Figura A.6 – Desmontagem da caixa de acrílico, cotas da tampa 01 lateral para posterior fabricação.

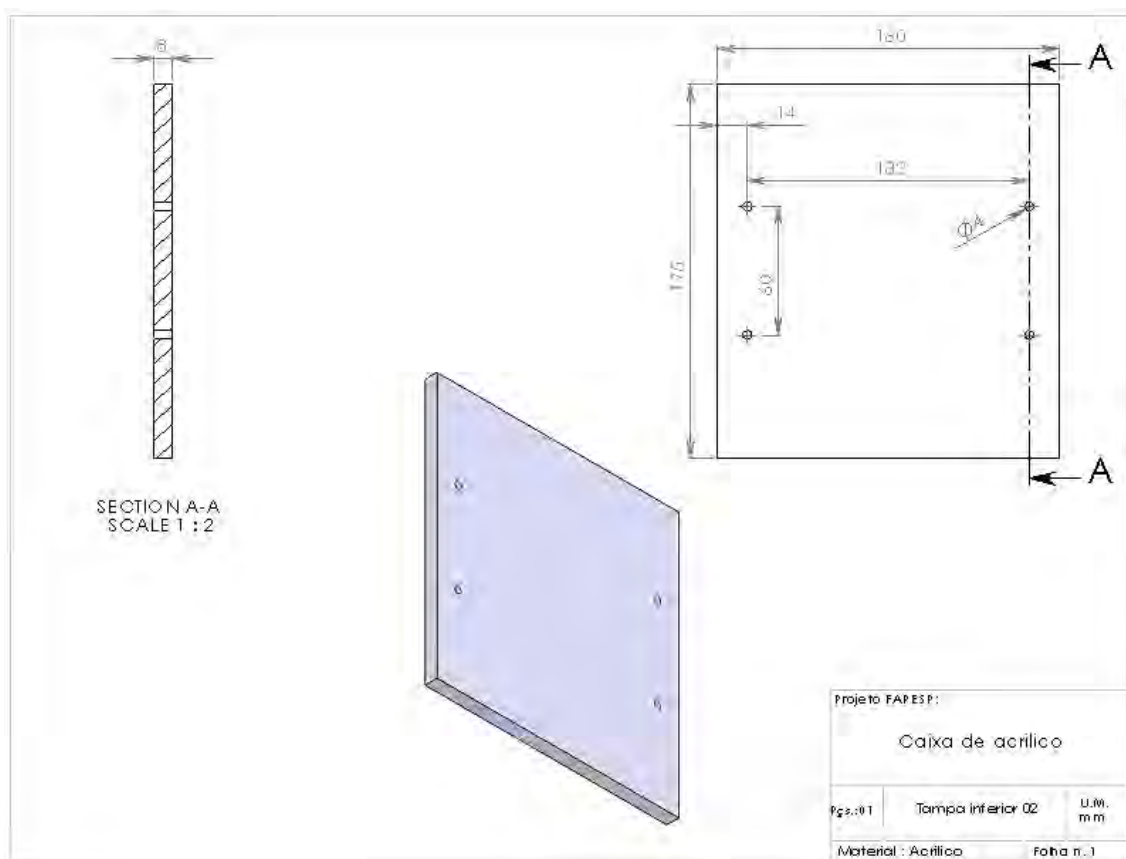


Figura A.7 – Desmontagem da caixa de acrílico, cotas da tampa inferior 02 para posterior fabricação.

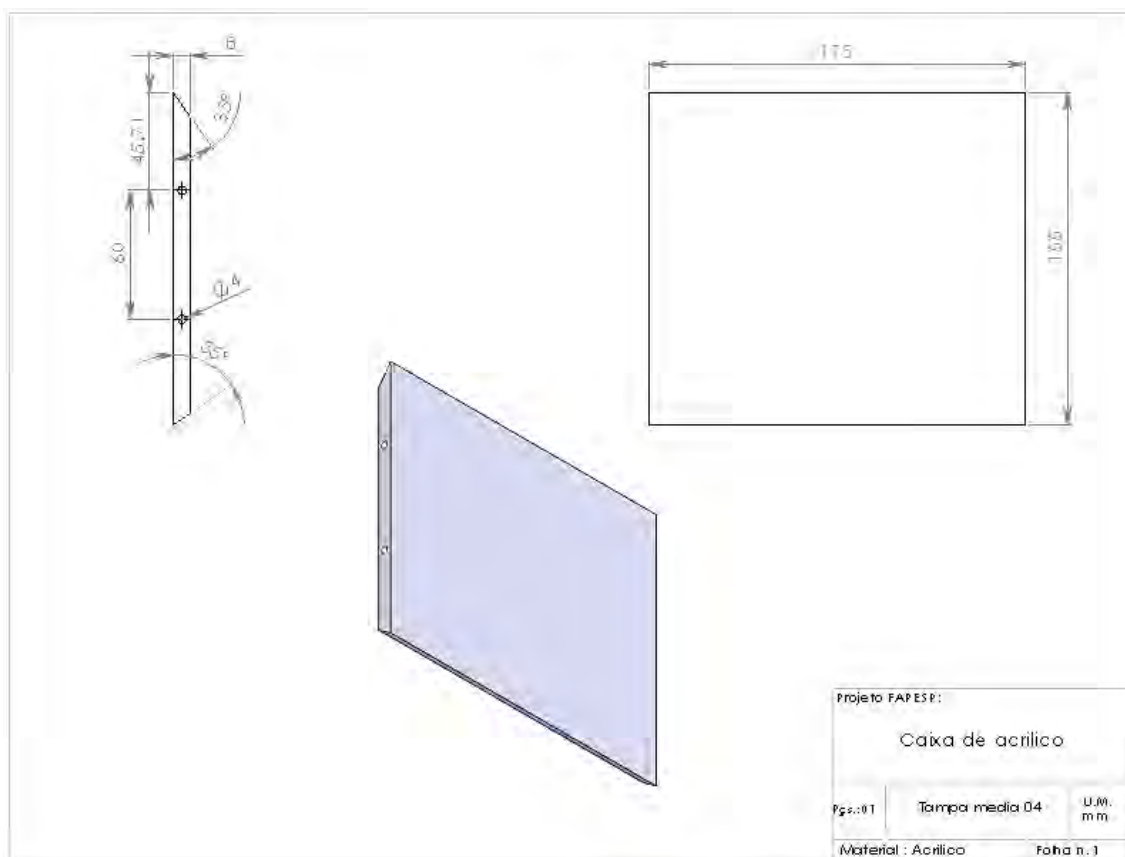


Figura A.9 – Desmontagem da caixa de acrílico, cotas da tampa media 04 para posterior fabricação.

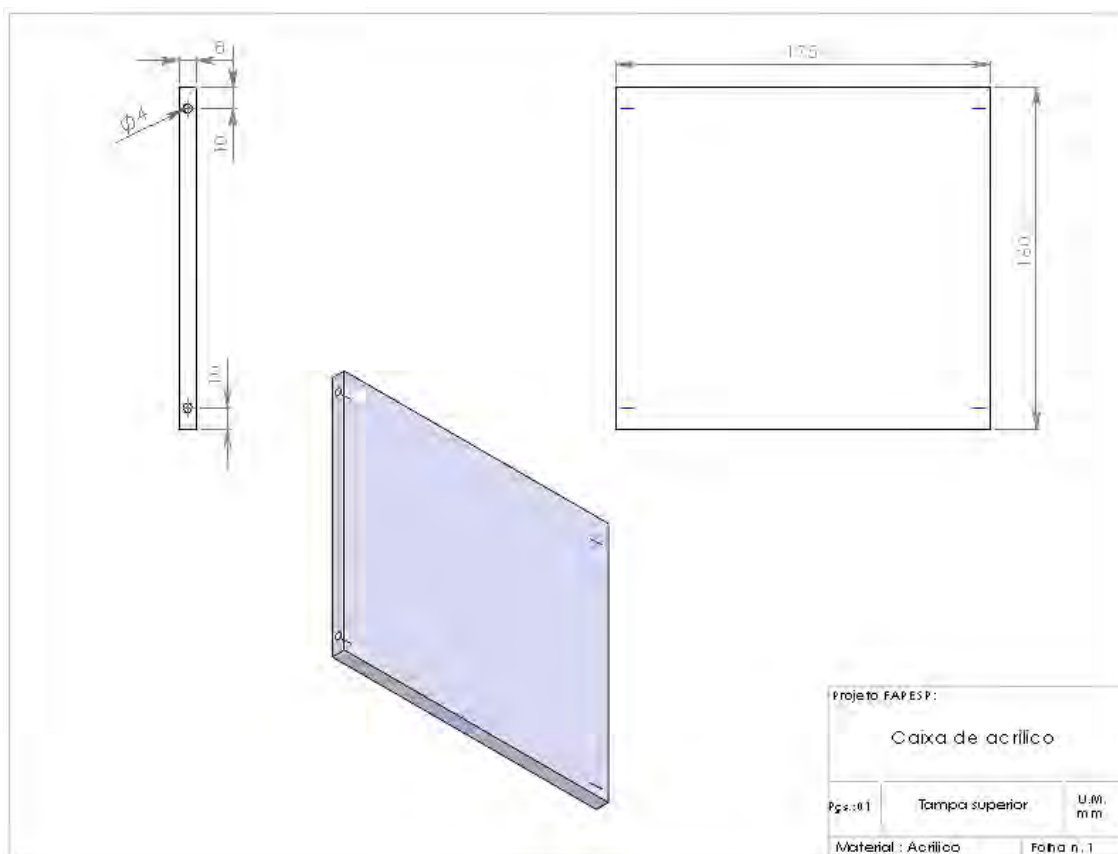


Figura A.10 – Desmontagem da caixa de acrílico, cotas da tampa superior para posterior fabricação.

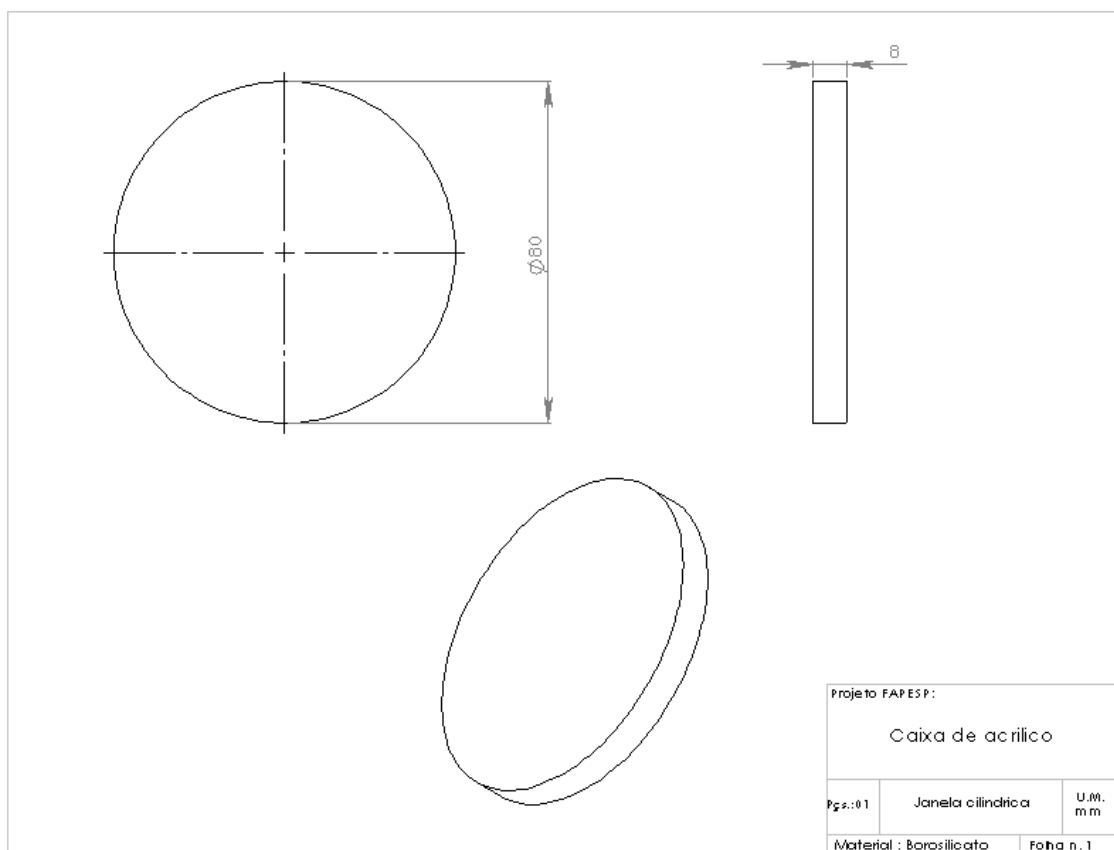


Figura A.11 – Desmontagem da caixa de acrílico, cotas da janela cilíndrica de borosilicato para posterior fabricação.

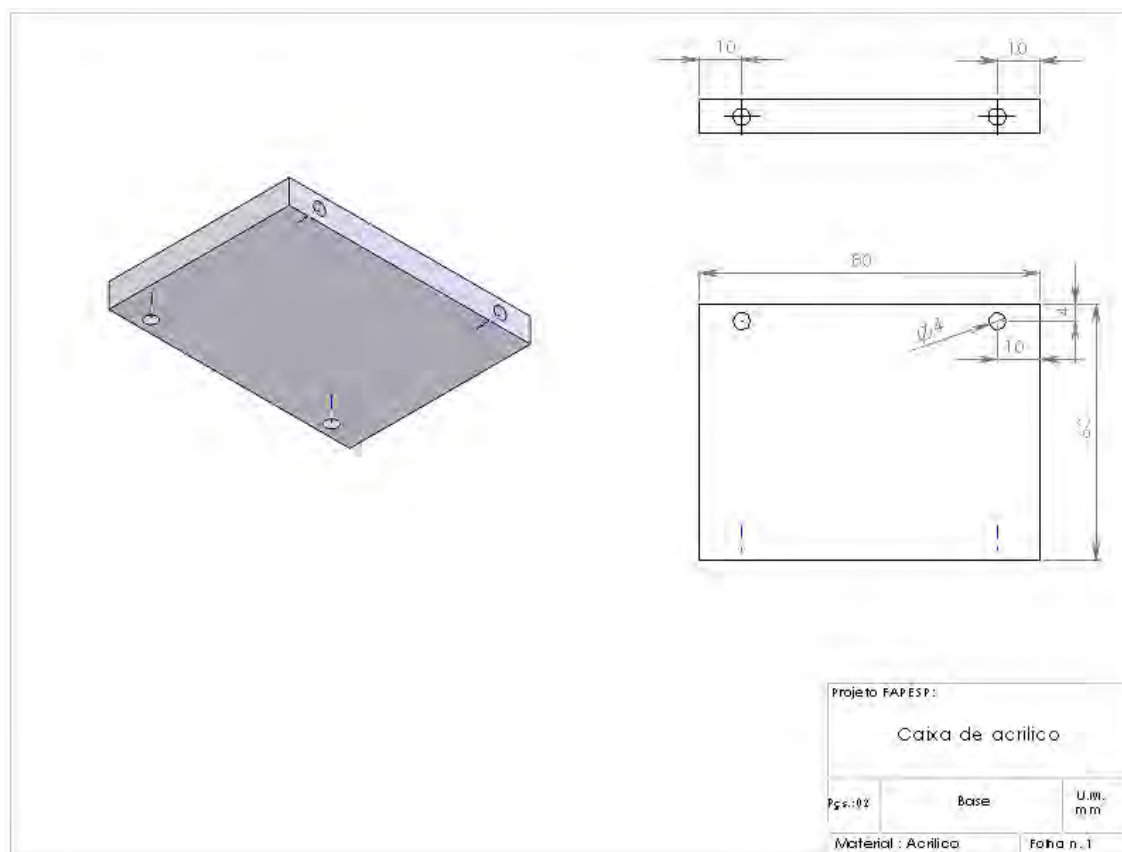


Figura A.12 – Desmontagem da caixa de acrílico, cotas da base para posterior fabricação.

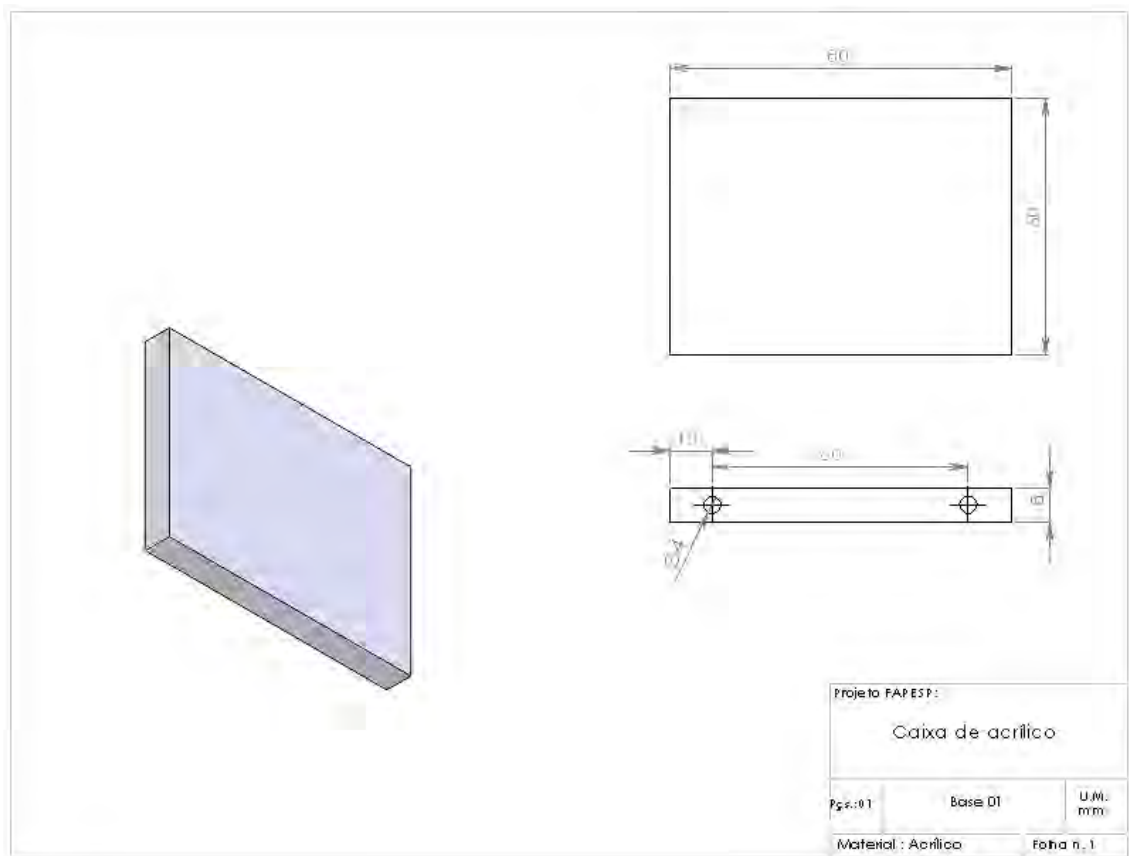


Figura A.13 – Desmontagem da caixa de acrílico, cotas da base 01 para posterior fabricação.

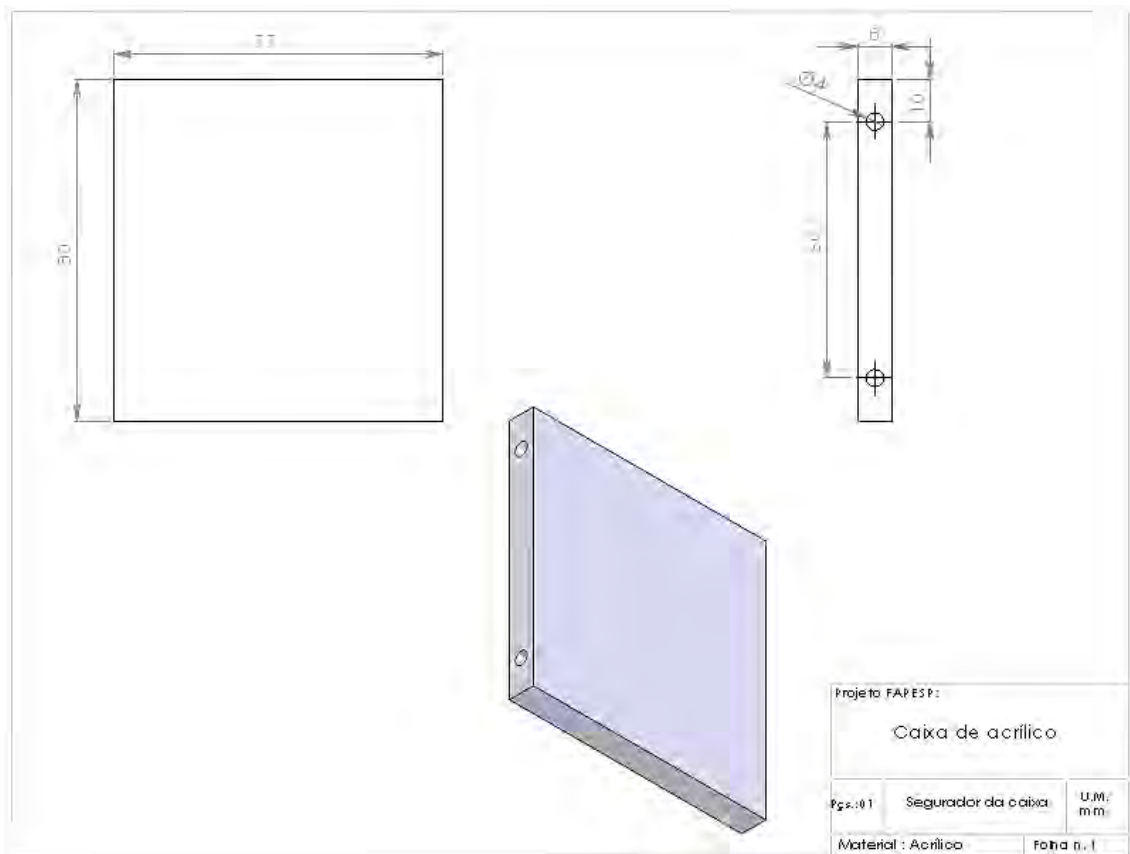
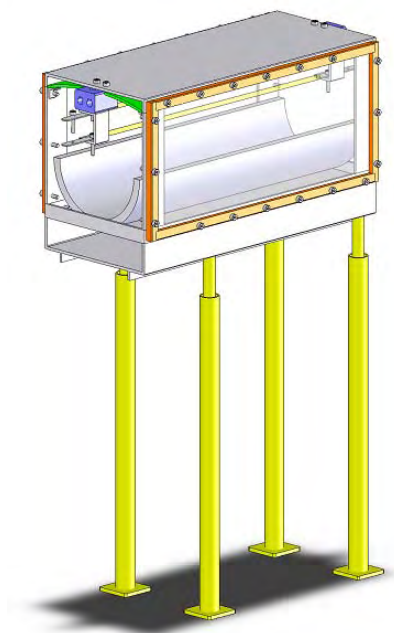
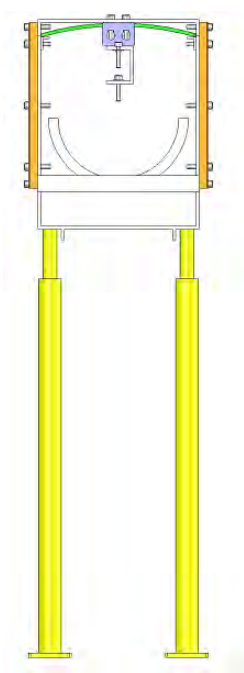


Figura A.14 – Desmontagem da caixa de acrílico, cotas do Segurador da Caixa para posterior fabricação.

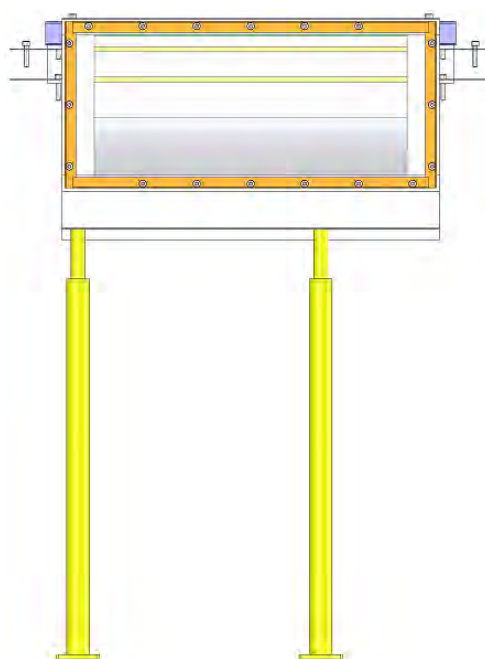
**CAIXA RETANGULAR EM AÇO CARBONO COM SUPORTE, UTILIZADA
PARA ALOJAR E AQUECER O GRÃO DE PARAFINA**



(a)



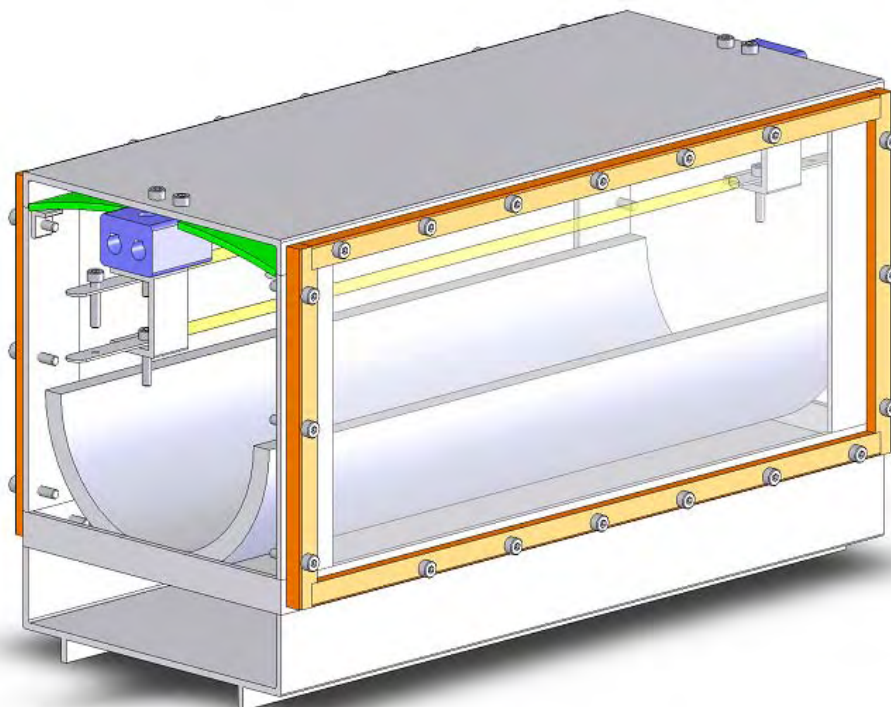
(b)



(c)

Figura A.15 – Caixa retangular em aço carbono com suporte. (a) Perspectiva isométrica, (b) Vista Frontal, (c) Vista Lateral.

**CAIXA RETANGULAR EM AÇO CARBONO SEM SUPORTE, UTILIZADA
PARA ALOJAR E AQUECER O GRÃO DE PARAFINA**



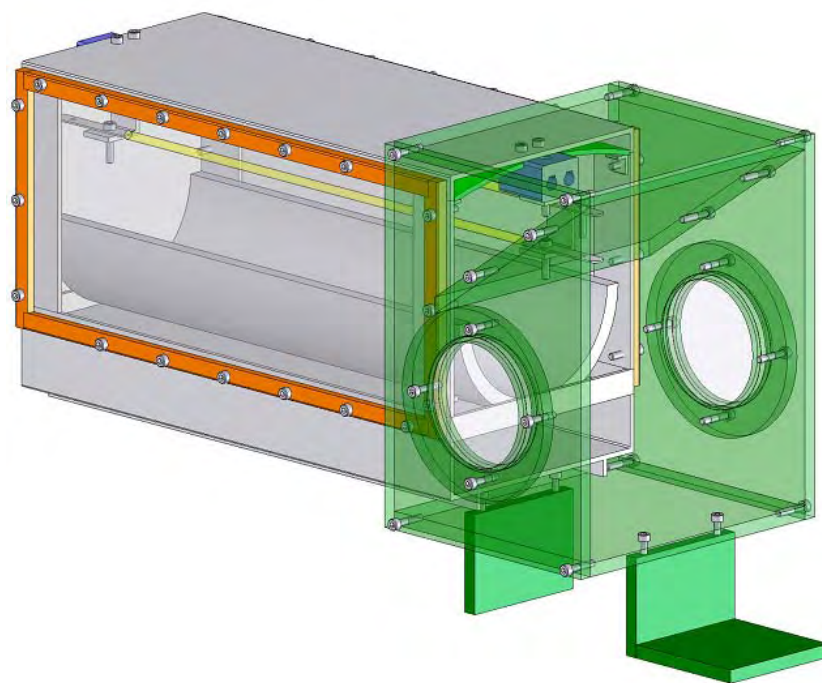
(a)



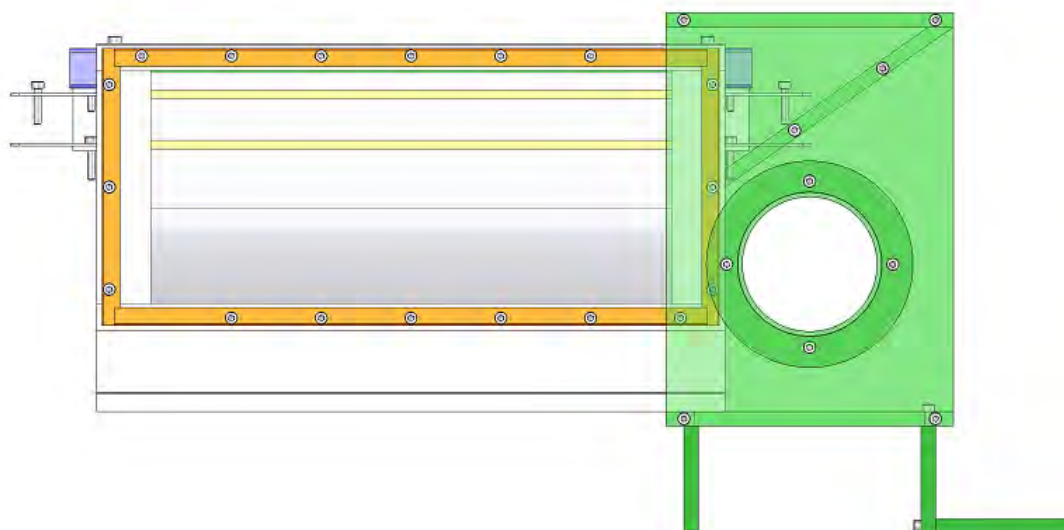
(b)

Figura A.16 – Caixa retangular em aço carbono sem suporte. (a) Perspectiva isométrica, (b) Vista Lateral.

**CAIXA RETANGULAR EM AÇO CARBONO SEM SUPORTE ACOPLADO NA
CAIXA DE ACRÍLICO**



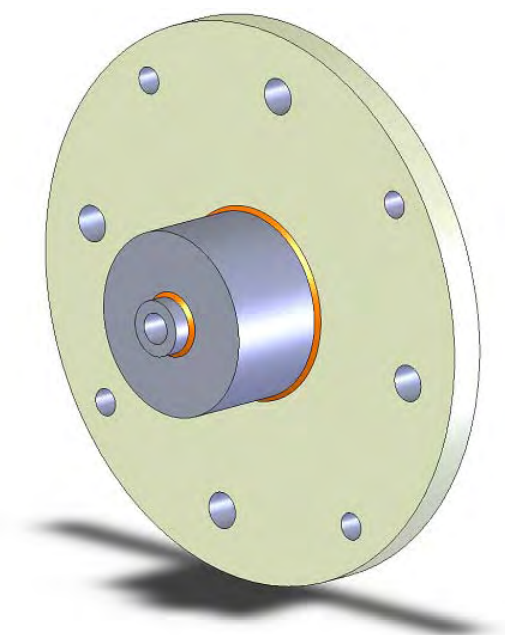
(a)



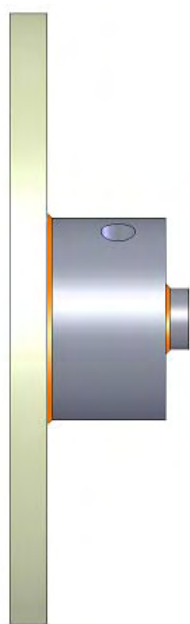
(b)

Figura A.17 – Caixa retangular em aço carbono sem suporte acoplado na caixa de acrílico. (a) Perspectiva isométrica, (b) Vista Lateral.

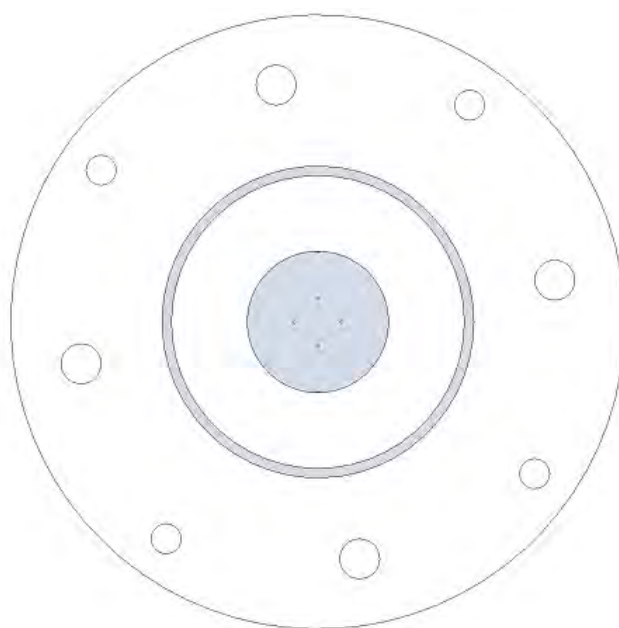
PLACA DE INJEÇÃO BIPROPELENTE FABRICADA EM AÇO INOX 316



(a)



(b)



(c)

Figura A.18 – Injetor bipropelente fabricado em aço inox 316. (a) Perspectiva isométrica, (b) Vista Lateral, (c) Vista Frontal.

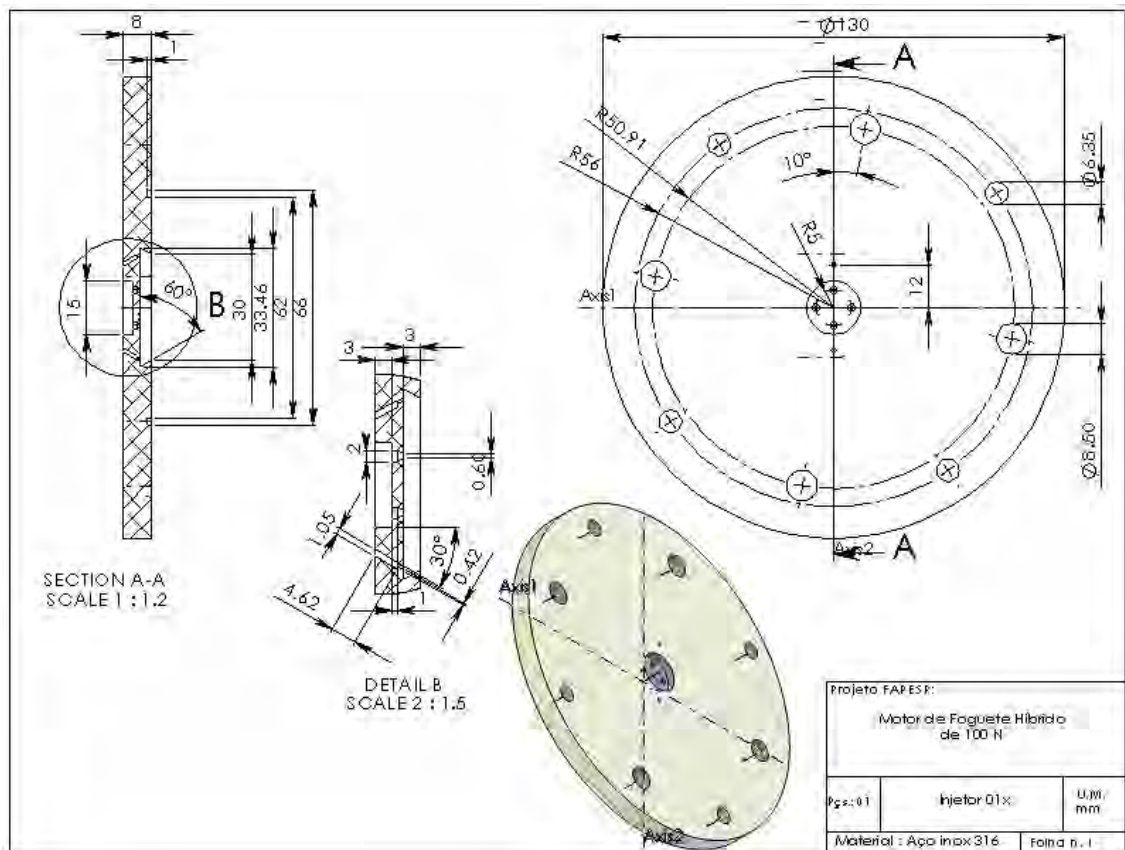


Figura A.19 – Desmontagem do injetor bipropelente, cotas do flange, injetor 01X, para posterior fabricação.

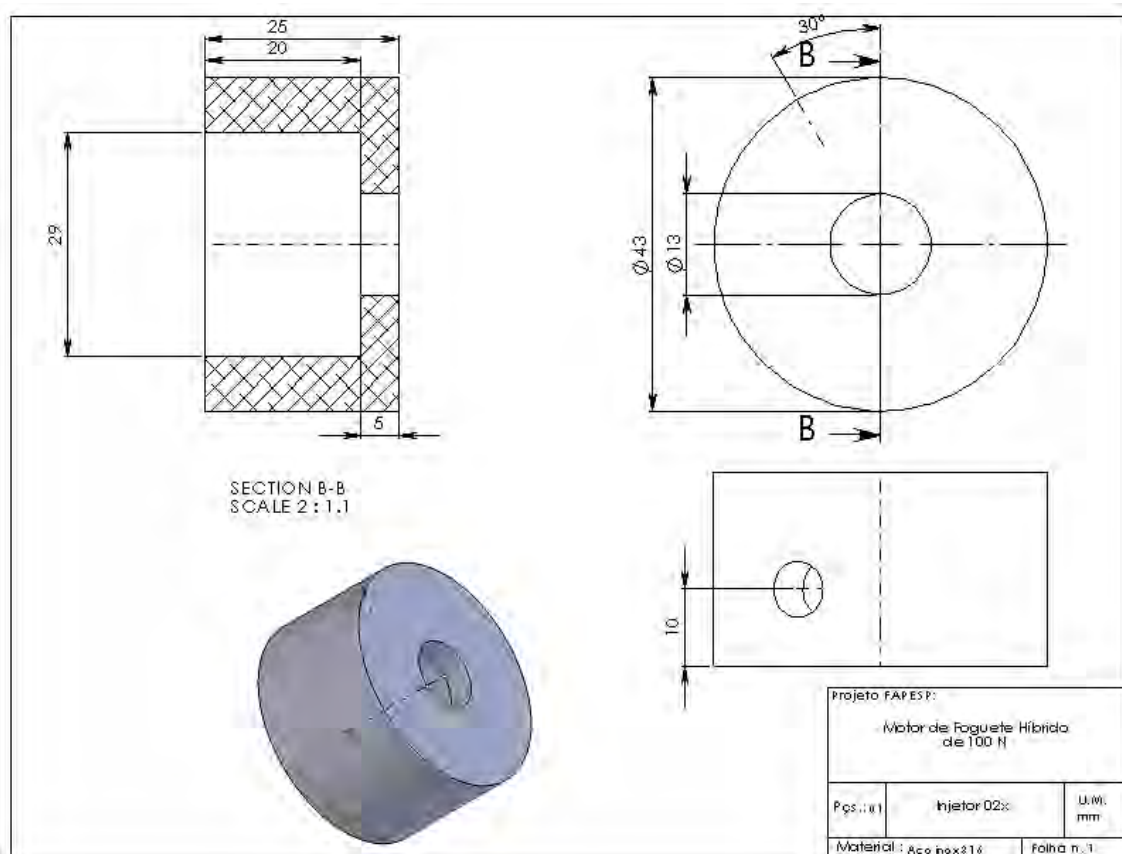


Figura A.20 – Desmontagem do injetor bipropelente, cotas do cilindro de combustível (UDMH), injetor 02X, para posterior fabricação.

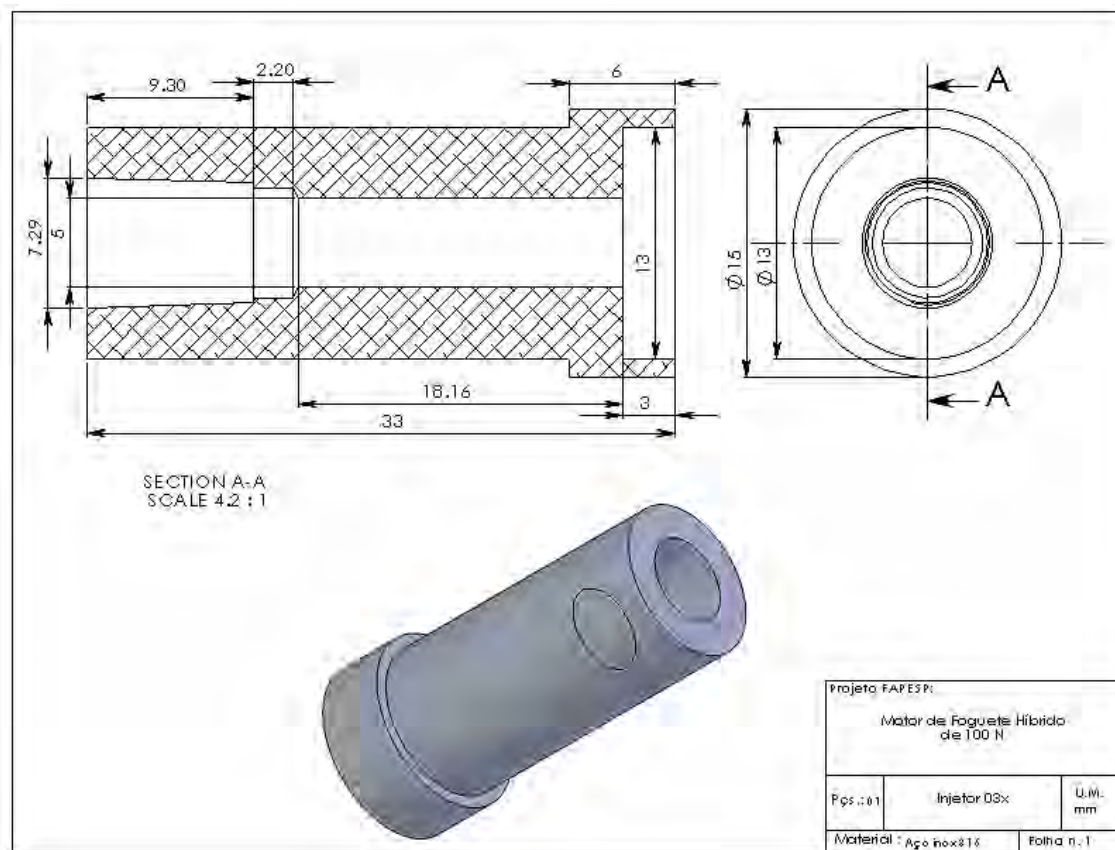
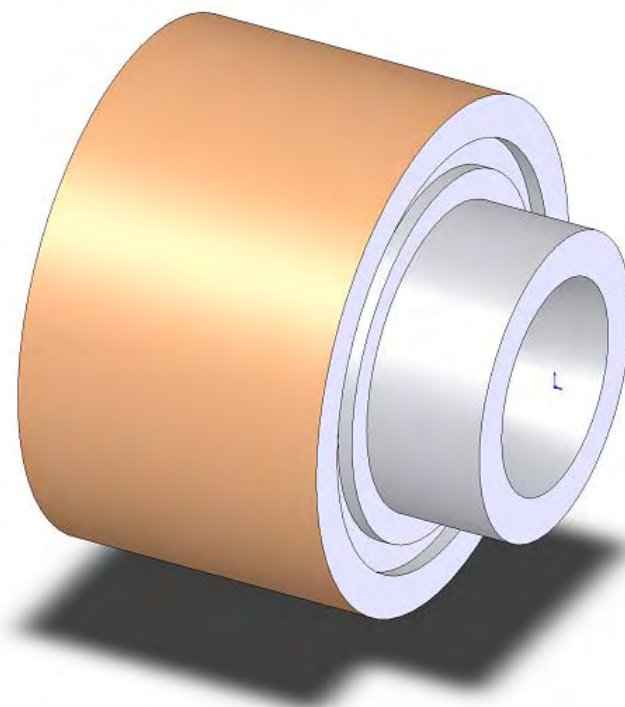
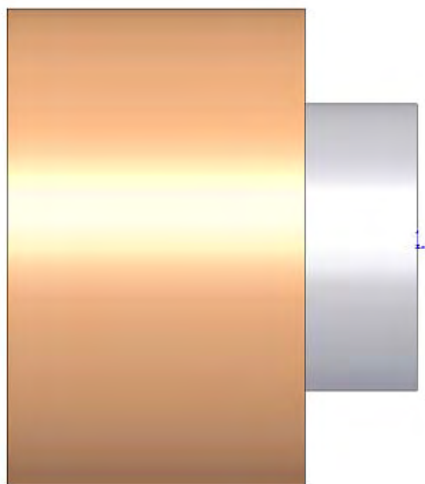


Figura A.21 – Desmontagem do injetor bipropelente, cotas do cilindro de oxidante (NTO), injetor 03X, para posterior fabricação.

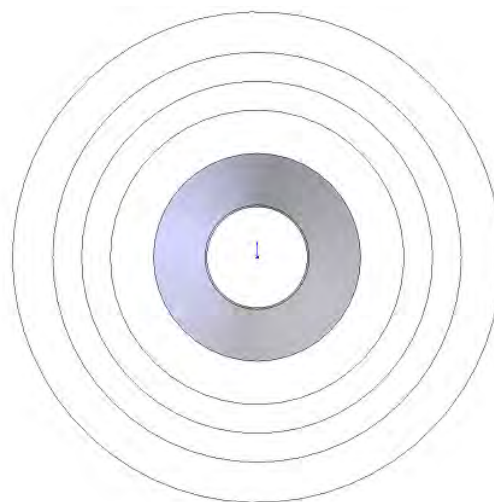
BOCAL DE EXAUSTÃO (TUBEIRA) FABRICADO EM NIÓBIO



(a)



(b)



(c)

Figura A.22 – Bocal de exaustão fabricado em nióbio. (a) Perspectiva isométrica, (b) Vista Lateral, (c) Vista Frontal.

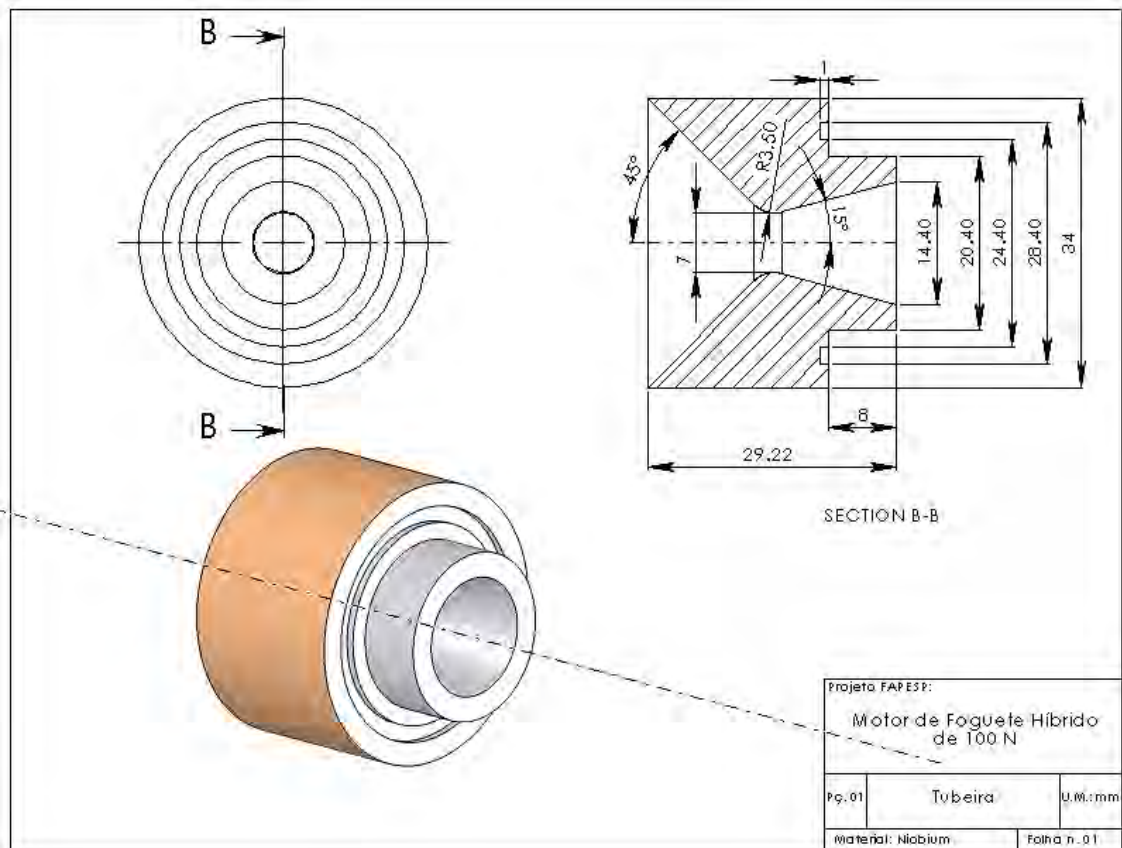
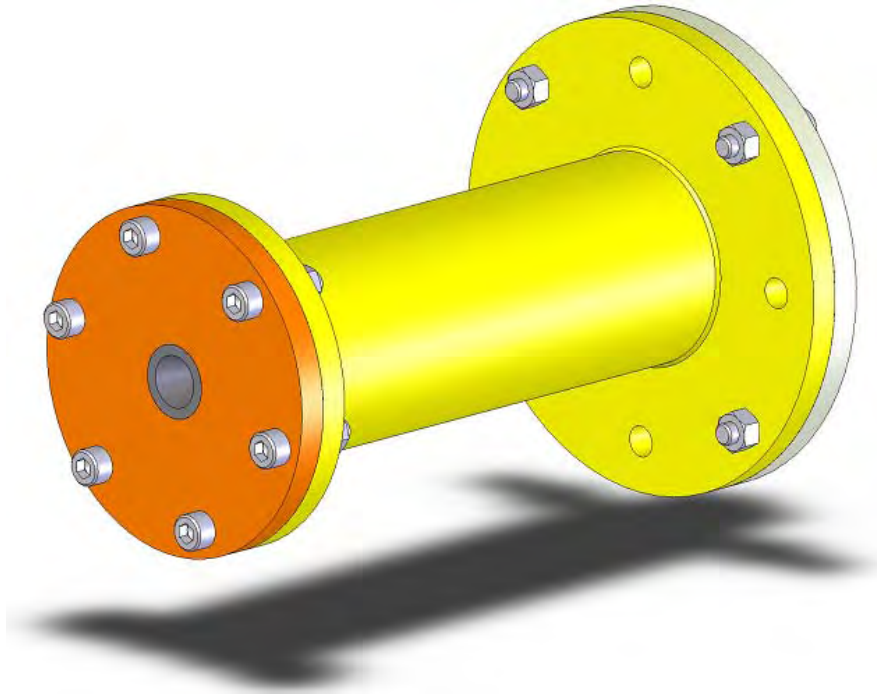
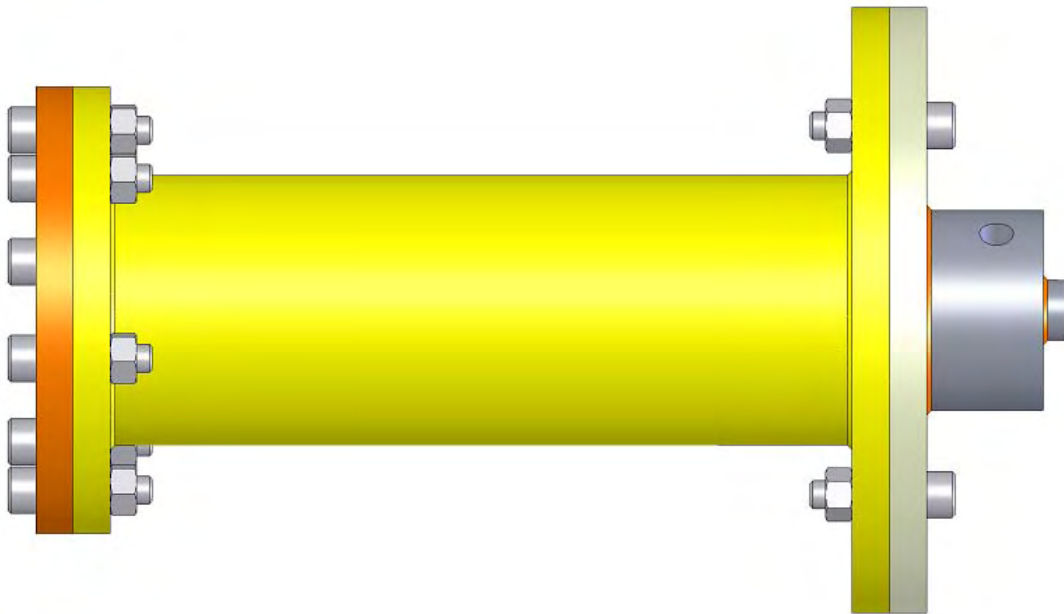


Figura A.23 – Cotas da tuboira para posterior fabricação.

PROTÓTIPO DO MOTOR FOGUETE HÍBRIDO DE 70 N



(a)



(b)

Figura A.24 – Protótipo do motor foguete híbrido de 70 N. (a) Perspectiva isométrica, (b) Vista Lateral.

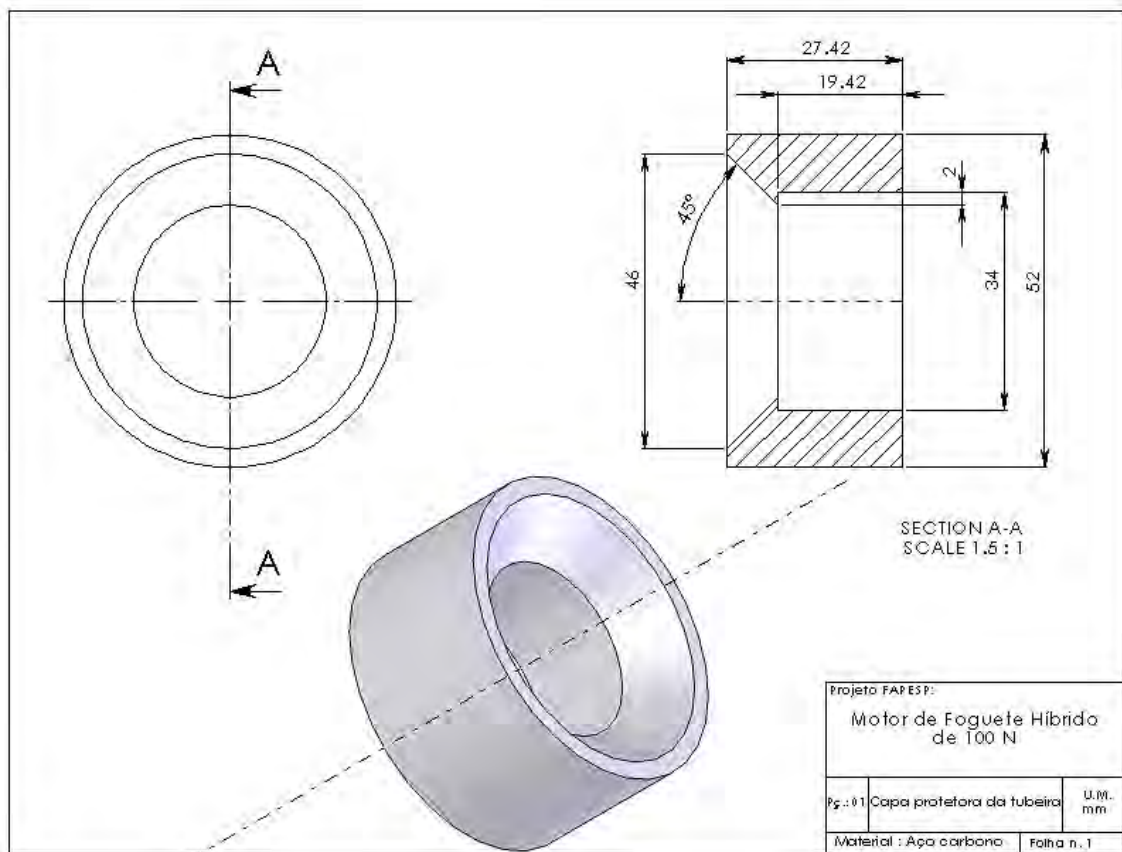


Figura A.25 – Desmontagem do motor foguete híbrido, cotas da capa protetora da tubeira para posterior fabricação.

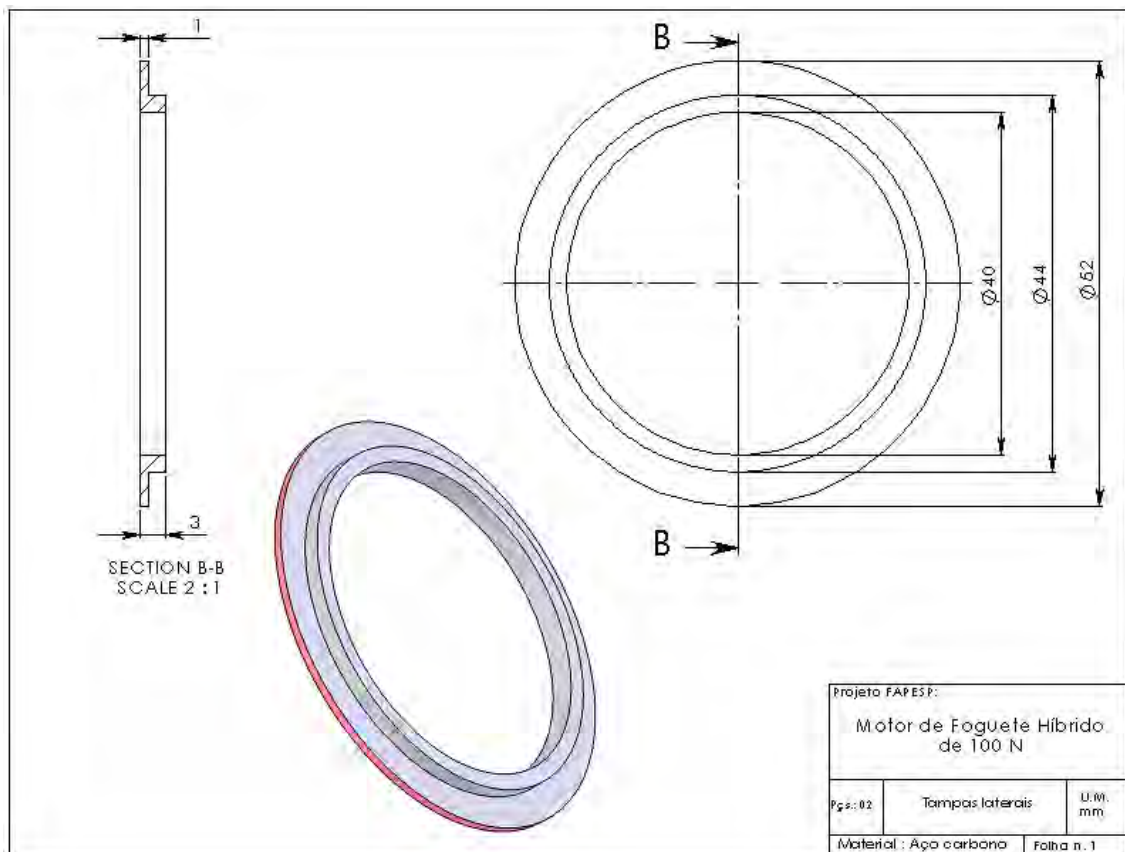


Figura A.26 – Desmontagem do motor foguete híbrido, cotas da tampa lateral que cobre o grão de parafina.

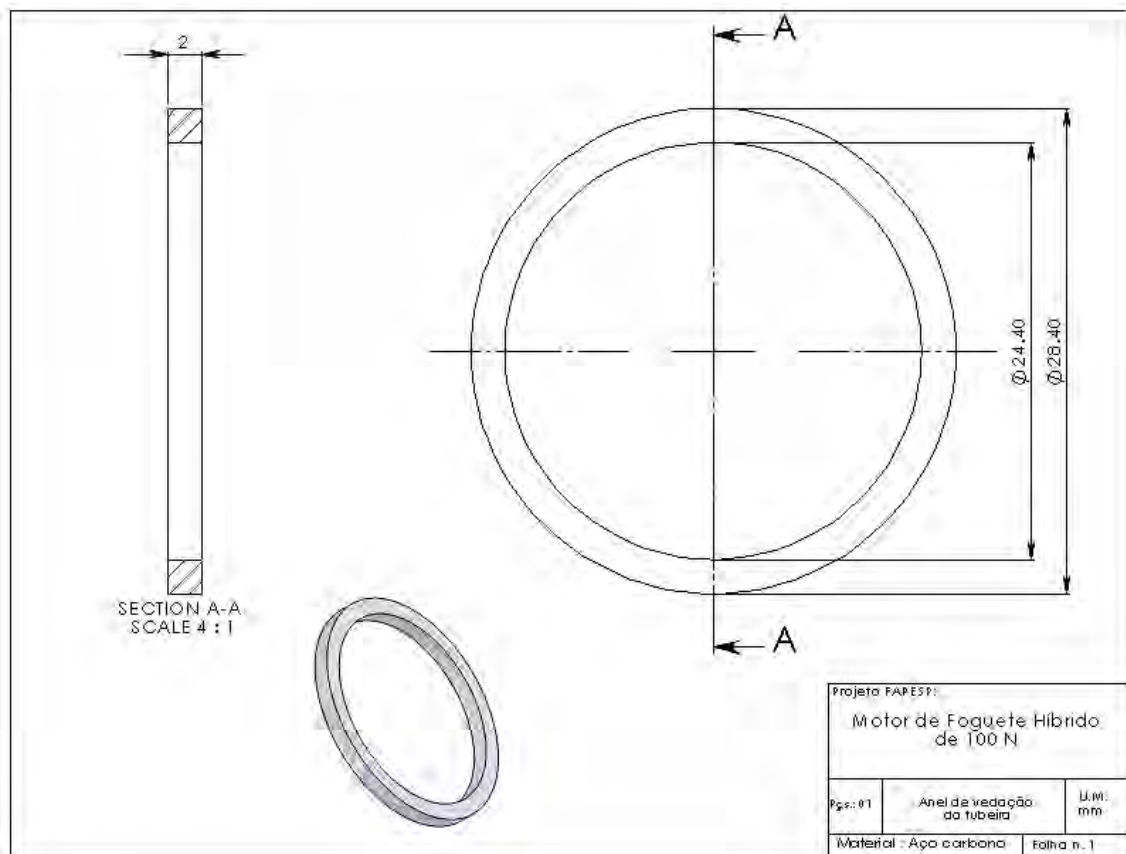


Figura A.27 – Desmontagem do motor foguete híbrido, cotas do anel de vedação da tubeira.

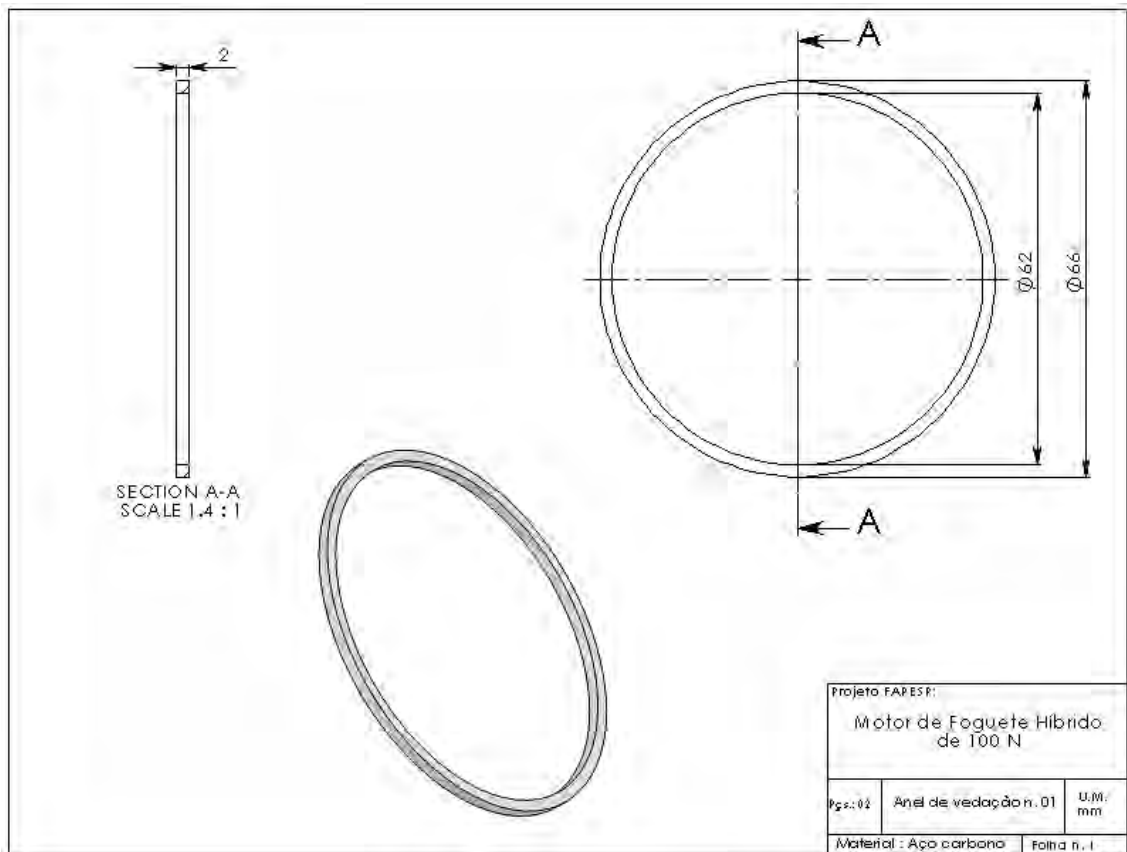


Figura A.28 – Desmontagem do motor foguete híbrido, cotas do anel de vedação do flange do injetor.

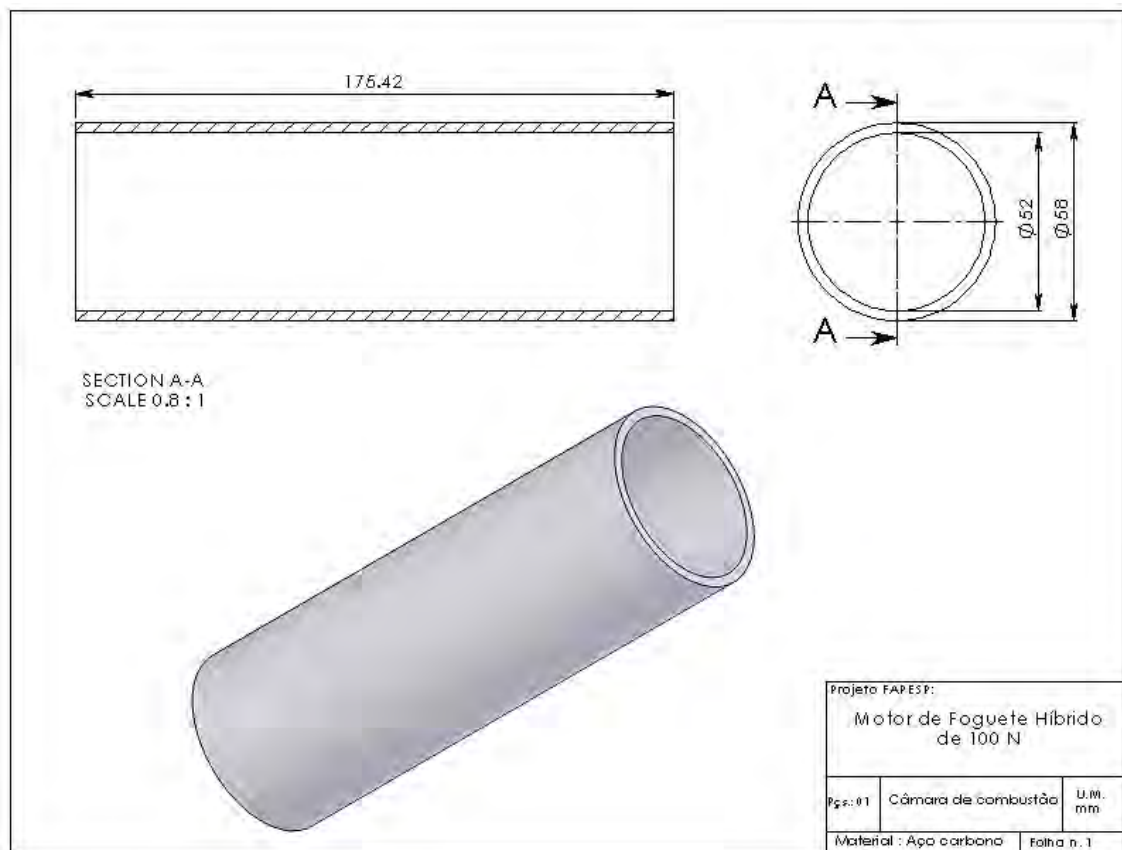


Figura A.29 – Desmontagem do motor foguete híbrido, cotas da câmara de combustão.

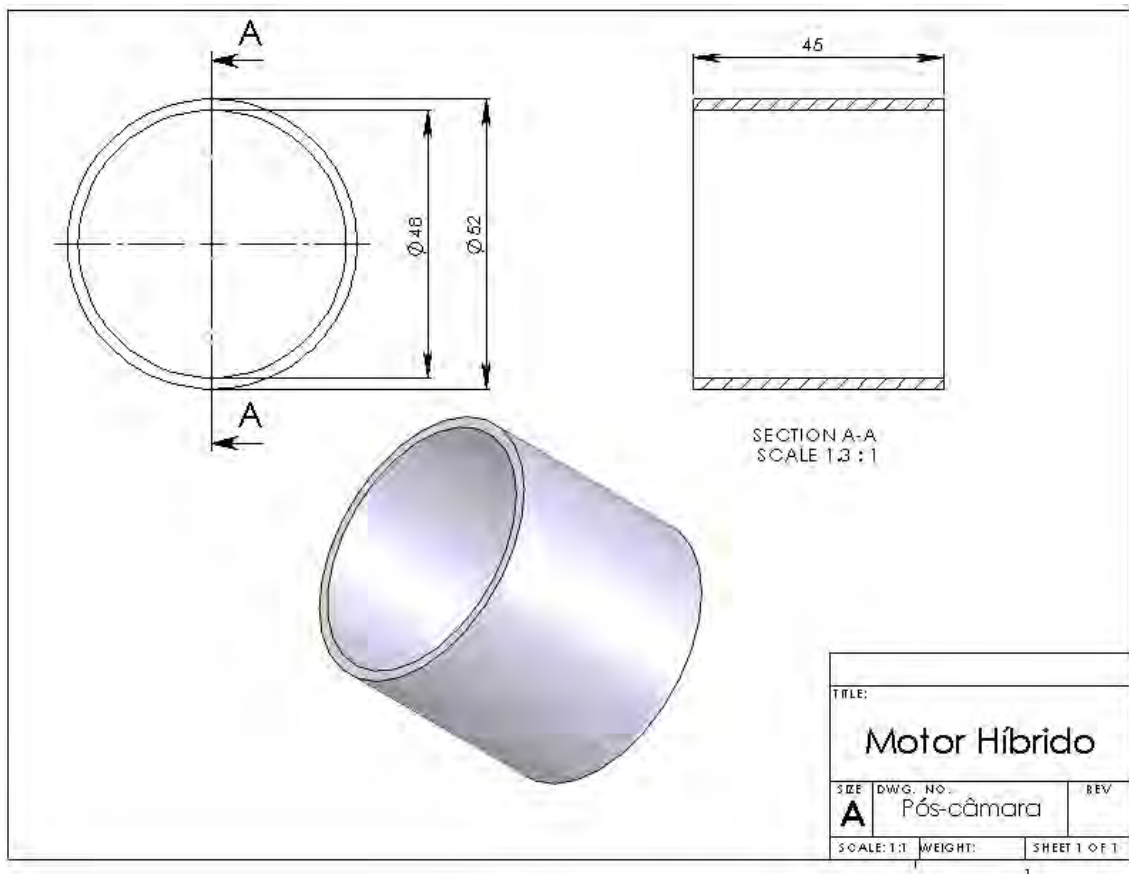


Figura A.30 – Desmontagem do motor foguete híbrido, cotas da pós-câmara de combustão.

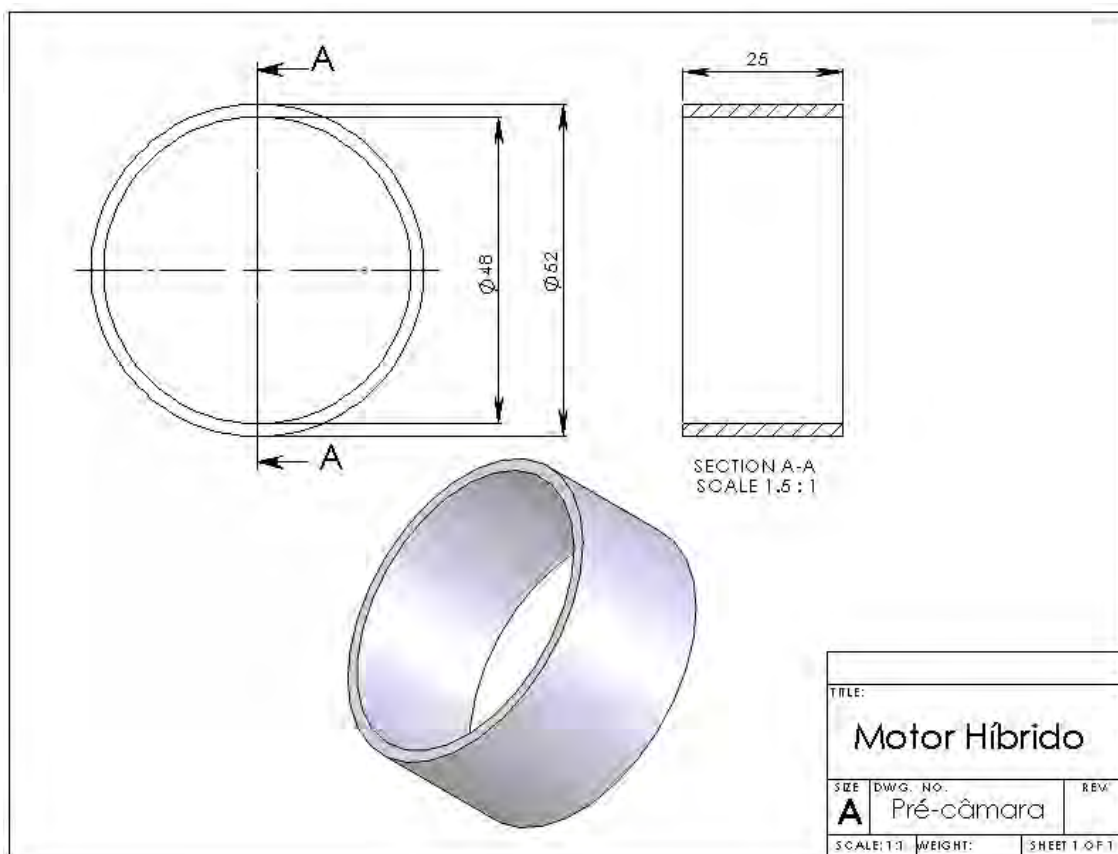


Figura A.31 – Desmontagem do motor foguete híbrido, cotas da pré-câmara de combustão.

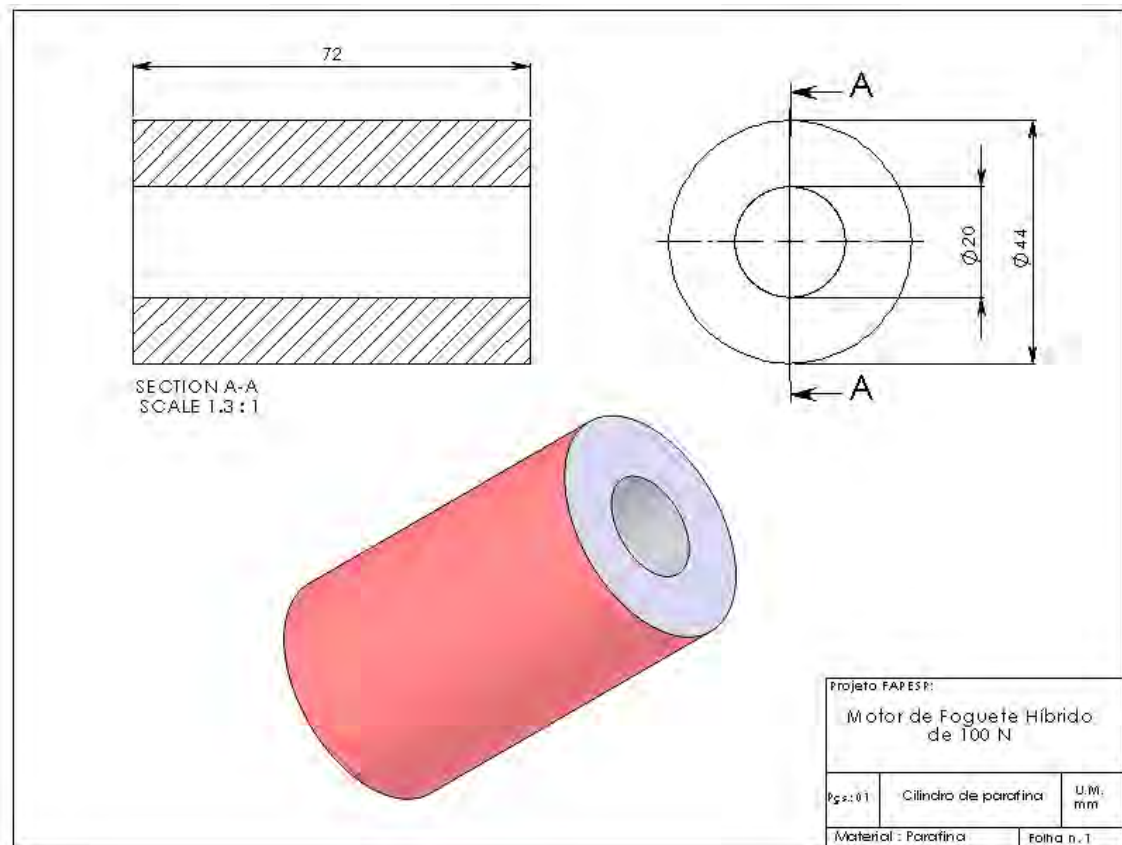


Figura A.32 – Desmontagem do motor foguete híbrido, cotas do grão cilíndrico de parafina.

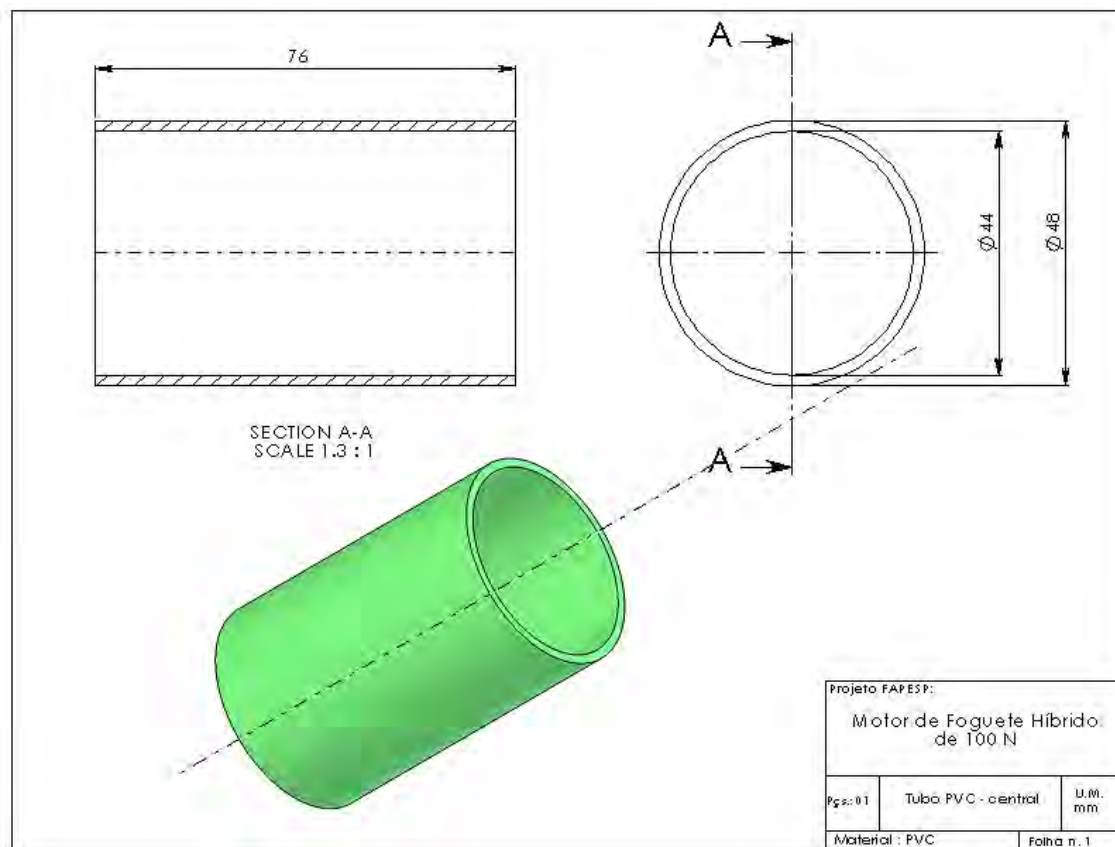


Figura A.33 – Desmontagem do motor foguete híbrido, cotas do tubo de PVC que envolve o grão de parafina.

SISTEMA: MOTOR HÍBRIDO, BALANÇA DE EMPUXO, LINHAS DE PROPELENTE, SENSORES DE PRESSÃO, VÁLVULAS E ADAPTADORES

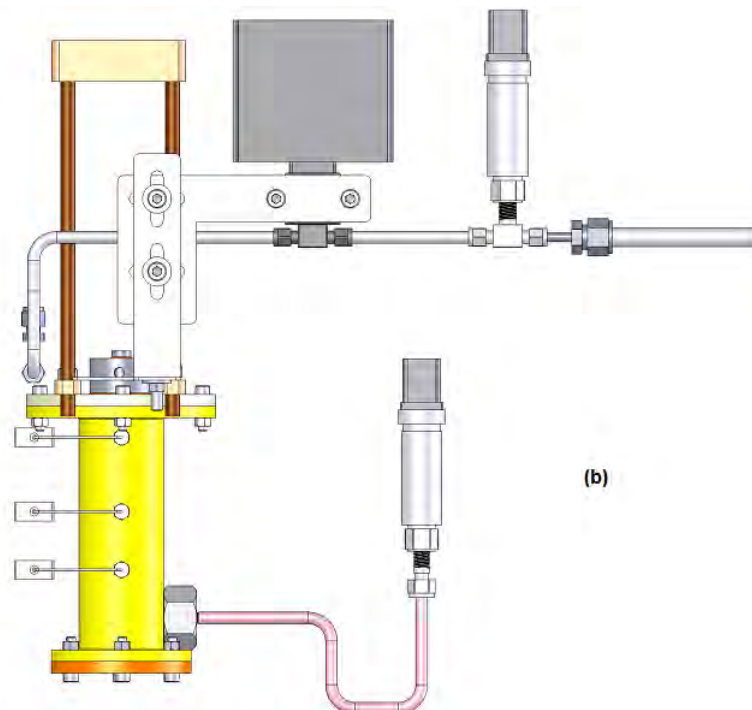
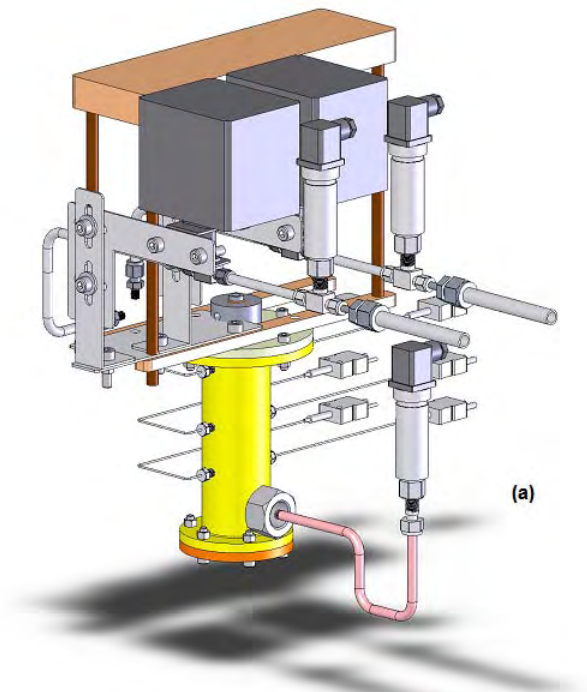


Figura A.34 – Protótipo do motor foguete híbrido de 70 N montado. (a) Perspectiva isométrica, (b) Vista Lateral.

APÊNDICE B

TESTES EXECUTADOS POR LABORATÓRIOS EXTERNOS

B.1 Análise elementar de uma amostra de Parafina

Resultados experimentais de uma Análise Elementar das porcentagens de Carbono, Hidrogênio e Nitrogênio (CHN) em uma amostra de 100 gramas de parafina sólida. Teste realizado pela Central Analítica do Instituto de Química da USP.



Universidade de São Paulo
Instituto de Química

Central Analítica

Data: 01/10/04

Operadora: Luzia/Adriana

Amostra	%C	%H	%N
Cera de Parafina	84,70	14,43	0,20
Cera de Parafina	84,61	14,53	0,21

Av. Prof. Lineu Prestes 748 – Bloco Zero, 05508-900 São Paulo - Brasil
Caixa Postal 26.077 - 05513-970 São Paulo - Brasil
Fone (11) 30913212, FAX (11) 30913155, Telex 1180902 USPO BR

B.2 Características de um Transmissor de Pressão industrial PTX 7217

Dados técnicos fornecidos pela Empresa Druck Brasil/Laboratório de Serviços GE Sensing.



Druck Brasil Ltda.
Rua Alexandre Marconde Filho, 115 - Vila São João
09726-330 São Bernardo do Campo, SP Brasil
T 55 11 2161-2555
F 55 11 2161-2557
www.gesensing.com/PO

PTX 7217 TRANSMISSOR DE PRESSÃO INDUSTRIAL

Faixa de Pressão: 0 à 40 bar (g)

Sobre Pressão admissível: 3x
Pressão de contenção: 4x
Sinal de Saída: 4 a 20 mA (2 fios)
Tensão de Alimentação: 9 a 30 Vdc
Sensibilidade a Alimentação: 0,005% FE/Volt.
Resistência de Isolação: >10Mohms@ 500Vdc a +20 °C
Princípio de medição: Transdutor piezo-resistivo
Exatidão: $\pm 0,1\%$ FE BSL (combinando não-linearidade, histerese e repetibilidade)
Estabilidade: melhor que 0,1% FE por ano
Tempo de resposta: menor que 1ms
Tempo de aquecimento: 500ms
Temperatura de Operação: -40 a 100 °C
Influência da temperatura: 0,7% FE TEB
Ajuste de Zero e Fundo de Escala: $\pm 5\%$ através de potenciômetros
Material do Corpo e Membrana: Inox 316 L e Hastelloy C276.
Conexão ao Processo: 1/4" NPT fêmea
Conexão Elétrica: conector DIN 43650A
Classificação do invólucro: IP65
Peso: 200 gramas

PUBLICAÇÕES TÉCNICO-CIENTÍFICAS EDITADAS PELO INPE

Teses e Dissertações (TDI)

Teses e Dissertações apresentadas nos Cursos de Pós-Graduação do INPE.

Manuais Técnicos (MAN)

São publicações de caráter técnico que incluem normas, procedimentos, instruções e orientações.

Notas Técnico-Científicas (NTC)

Incluem resultados preliminares de pesquisa, descrição de equipamentos, descrição e ou documentação de programa de computador, descrição de sistemas e experimentos, apresentação de testes, dados, atlas, e documentação de projetos de engenharia.

Relatórios de Pesquisa (RPQ)

Reportam resultados ou progressos de pesquisas tanto de natureza técnica quanto científica, cujo nível seja compatível com o de uma publicação em periódico nacional ou internacional.

Propostas e Relatórios de Projetos (PRP)

São propostas de projetos técnico-científicos e relatórios de acompanhamento de projetos, atividades e convênios.

Publicações Didáticas (PUD)

Incluem apostilas, notas de aula e manuais didáticos.

Publicações Seriadas

São os seriados técnico-científicos: boletins, periódicos, anuários e anais de eventos (simpósios e congressos). Constam destas publicações o Internacional Standard Serial Number (ISSN), que é um código único e definitivo para identificação de títulos de seriados.

Programas de Computador (PDC)

São a seqüência de instruções ou códigos, expressos em uma linguagem de programação compilada ou interpretada, a ser executada por um computador para alcançar um determinado objetivo. São aceitos tanto programas fonte quanto executáveis.

Pré-publicações (PRE)

Todos os artigos publicados em periódicos, anais e como capítulos de livros.