



Ministério da
Ciência e Tecnologia



INPE-15389-TDI/1406

ANÁLISE DE DESEMPENHO DE UM MOTOR HÍBRIDO UTILIZANDO PARAFINA E PERÓXIDO DE HIDROGÊNIO COMO PROPELENTES

Leonardo Henrique Gouvêa

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Combustão e Propulsão, orientada pelo Dr. Fernando de Souza Costa, aprovada em 7 de março de 2007

Registro do documento original:

<<http://urlib.net/sid.inpe.br/mtc-m17@80/2007/05.18.12.48>>

INPE
São José dos Campos
2008

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-15389-TDI/1406

ANÁLISE DE DESEMPENHO DE UM MOTOR HÍBRIDO UTILIZANDO PARAFINA E PERÓXIDO DE HIDROGÊNIO COMO PROPELENTES

Leonardo Henrique Gouvêa

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Combustão e Propulsão, orientada pelo Dr. Fernando de Souza Costa, aprovada em 7 de março de 2007

Registro do documento original:

<<http://urlib.net/sid.inpe.br/mtc-m17@80/2007/05.18.12.48>>

INPE
São José dos Campos
2008

Dados Internacionais de Catalogação na Publicação (CIP)

G745a Gouvêa, Leonardo Henrique.

Análise de desempenho de um motor híbrido utilizando parafina e peróxido de hidrogênio como propelentes / Leonardo Henrique Gouvêa. – São José dos Campos: INPE, 2008.

166p. ; (INPE-15389-TDI/1406)

Dissertação (Mestrado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Combustão e Propulsão) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2007.

1. Propulsão. 2. Parafina. 3. Peróxido de hidrogênio. 4. Híbrido. 5. Nano-satélites. I. Título.

CDU 621.313.53

Copyright © 2008 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, microfílmico, reprográfico 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 © 2008 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, microfilming, recording 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 Mestre em

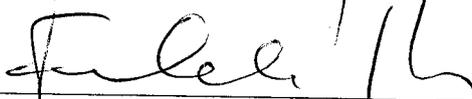
Engenharia e Tecnologia
Espaciais/Combustão e Propulsão

Dr. Demétrio Bastos Netto



Presidente / INPE / Cachoeira Paulista - SP

Dr. Fernando de Souza Costa



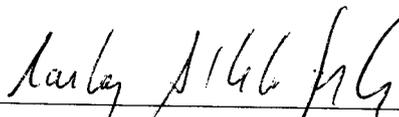
Orientador(a) / INPE / Cachoeira Paulista - SP

Dr. Carlos Eduardo Rolfsen Salles



Membro da Banca / INPE / Cachoeira Paulista - SP

Dr. Carlos Alberto Gurgel Veras



Convidado(a) / UnB / Brasília - DF

Aluno (a): Leonardo Henrique Gouvêa

São José dos Campos, 07 de Março de 2007

*Caros Doutores, Professores e Tutores
Caros colegas de cúpula
Membros da banca repletos de cultura
Família e amigos que se apresentam com ternura*

*Ciência senhoras e senhores, o que é?
Sou obrigado a concordar com o Sr. Aurélio quando diz...
Ciência “é o conhecimento amplo adquirido via reflexão ou experiência”*

*Alguns já ouviram, outros não
Alguns concordaram, outros não
Alguns incentivaram, outros não
Mas firmo meus pés diante de todos e digo com segurança que ciência é:
Sonhar e calcular
Chorar quando algo sai errado
Mas com uma mão secar as lágrimas e com a outra refazer os cálculos
É ouvir os temores e experiências dos mais velhos
Mas nunca deixar que estes suprimam os desejos e ousadia juvenil*

*Eis que o trabalho está completo
Não completo por estar terminado
Não completo por ter sido feito o possível e o impossível
Mas completo por ter sido pleno
Não senhores, não descobri como $E = mc^2$ possa ser melhor aproveitada
Mas descobri como a vida pode.....*

*Mais importante do que um trabalho completado
É um trabalho completo, caros colegas
Completo com suor e sangue
Sossego e desespero
Alegrias e tristezas
Erros e acertos
Aprendizado, esta é a palavra chave*

*A dúvida pairou sobre minha cabeça
Como as nuvens que nunca deixam o gigante que dorme ao norte
Muito desejo havia
Mas poucas certezas o caminho continha*

*Talvez dê certo, talvez não
Talvez exploda, talvez não
Talvez te emprestem, talvez não
Talvez de tempo, talvez não
Talvez, Talvez, Talvez
Como as nuvens do gigante...*

*Uma luz surgiu no horizonte
Era uma rosa que veio tão distante
Que na páscoa chegou e floresceu
E o sonho finalmente aconteceu
Mas o jardineiro não soube cultivar
E a rosa ao vento se deixou levar
Mas o perfume permanece
Pois rosas são inesquecíveis*

*Talvez ame e seja amado, talvez não
Talvez diga o que o coração quer, talvez não
Talvez sinta, talvez não
Talvez faça o que quer, talvez não
Talvez ouça, talvez não
Talvez veja, talvez não
Como um anjo em sua vida...*

*Termino este relato prezados leitores
Sim um relato e não apenas uma bela estória
Criada pela mente de um jovem aprendiz
Aspirando tornar-se mestre na ciência da vida
Dizendo que:*

***A visão hipermétrope do ser humano faz com que estes percam ou adiem
grandes oportunidades que a vida oferece.***

L. H. G

AGRADECIMENTOS

Agradeço a Deus, pela benção da vida e por me abençoar em todos os meus sonhos, me ajudando a torná-los realidade, me fazendo aprender com as coisas felizes e com outras nem tanto.

Agradeço a minha família maravilhosa por todo apoio e carinho, sempre me incentivando ao contínuo esforço de crescer e melhorar como pessoa, amigo e pesquisador

Agradeço ao meu orientador e amigo Fernando de Souza Costa, que acreditou em meu trabalho e na minha capacidade mesmo nos momentos em que eu mesmo não acreditei, e sem o qual este trabalho não poderia ser realizado.

Agradeço aos amigos de verdade que de forma direta ou indireta sempre me ajudam, seja com um conselho, um incentivo, uma risada em momentos de stress ou mesmo com um carinho nos momentos de tristeza.

Agradeço ao Dr. Ricardo Vieira pelos ensinamentos, os quais foram de suma importância para a realização da pesquisa.

Agradeço ao Dr. José Augusto e todo o pessoal do laboratório de química em especial ao Waldinei e Damião por toda assistência prestada.

Agradeço aos doutores, que compuseram a banca examinadora deste trabalho, desde a defesa de proposta de dissertação até a defesa final da mesma, e com suas observações, críticas e aconselhamentos, ajudaram a engrandecer este trabalho.

Agradeço ao Dr. Gobbo pelos aconselhamentos e boa vontade no empréstimos de alguns equipamentos.

Agradeço ao Dr. Wilson pelos constantes incentivos e conselhos

Agradeço ao pessoal do prédio Ensaios/Oficina Mecânica e ao BTSA, pelos serviços prestados no desenvolvimento experimental do trabalho

Agradeço aos colegas de cúpulas pelas boas risadas e conversas, e em especial aos amigos Maura e Anton pelos constantes incentivos e conselhos que não serão esquecidos.

Agradeço à amiga Deborah pela paciência e ajuda nas correções de português.

RESUMO

O objetivo deste trabalho é realizar uma investigação teórica e experimental do emprego da parafina e do peróxido de hidrogênio (H_2O_2) como propelentes em um sistema propulsivo híbrido. Inicialmente, foi desenvolvido um programa de equilíbrio químico em linguagem MATLAB para a determinação das características propulsivas do par propelente. Em seguida, realizou-se uma análise da distribuição de massas de um veículo lançador multi-estágios, visando a colocação de um nano-satélite de 20 kg em órbita baixa da Terra, a 300 km de altitude. Finalmente, foi construída uma bancada para testar a eficiência de catalisadores para decompor o peróxido de hidrogênio e determinar a performance de motores híbridos.

PERFORMANCE ANALYSIS OF A HYBRID ROCKET MOTOR USING PARAFFIN AND HYDROGEN PEROXIDE AS PROPELLANTS

ABSTRACT

The objective of this work is to perform a theoretical and experimental analysis of the utilization of paraffin and hydrogen peroxide (H₂O₂) as propellants in a hybrid propulsion system. Initially, a chemical equilibrium code was written in MATLAB language to determine the propulsive characteristics of those propellants. Next, it was performed an analysis of the mass distribution of a multi-stage rocket intended, to launch a 20 kg nanosat into low Earth orbit, at 300 km altitude. Finally, a bench was built to evaluate catalysts used to decompose hydrogen peroxide and to evaluate the performance of hybrid motors.

SUMÁRIO

Pág.

LISTA DE FIGURAS

LISTA DE TABELAS

LISTA DE ABREVIATURAS

LISTA DE SÍMBOLOS

1 - INTRODUÇÃO.....	25
1.1 – Objetivos.....	36
2 - DESENVOLVIMENTO.....	37
2.1 – Investigação Teórica.....	37
2.1.1 - MODULO I – Análise termoquímica.....	37
2.1.2 - MODULO II - Análise preliminar da distribuição de massas.....	43
2.2 – Montagem Experimental.....	53
2.2.1 – Cálculos para o projeto do motor.....	53
2.2.2 - Projeto do motor.....	59
2.2.2.1- Leito catalítico.....	60
2.2.2.2 - Tubeira.....	61
2.2.2.3 - Expansor dos gases gerados no leito catalítico.....	63
2.2.2.4 - Cartucho de PVC.....	64
2.2.2.5 - Pós-combustor / Suporte.....	66
2.2.2.6 - Concentração do Peróxido de Hidrogênio.....	67
2.2.2.7 - Produção dos grãos de parafina.....	70

2.2.2.8 – Catalisador.....	74
2.2.2.9 - Teste estático do motor.....	78
3 - RESULTADOS.....	85
3.1 – Resultados teóricos.....	85
3.2 – Resultados experimentais.....	100
4 - CONCLUSÕES E SUGESTÕES.....	115
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	119
APÊNDICE A.....	123
APÊNDICE B.....	127
APÊNDICE C.....	129
APÊNDICE D.....	137

LISTA DE FIGURAS

1.1	Mecanismo de carregamento de massa da camada limite.....	30
1.2	Temperatura de decomposição adiabática relativamente ao percentual em massa de peróxido de hidrogênio, a uma pressão de 1 atm.....	31
1.3	Taxa de regressão para diferentes pares propelentes variando com o fluxo de oxidante.....	32
1.4	Quantidade de pico e nano-satélites colocados em órbita no decorrer dos anos de 1990 a 2005.....	33
2.1	Densidade do peróxido de hidrogênio versus temperatura e a sua concentração em massa.....	48
2.2	(A) Tanque cilíndrico com extremidades esféricas (B) Tanque esférico.....	49
2.3	Impulso específico no vácuo, $I_{sp_{vac}}$, do H ₂ O ₂ queimando com parafina, versus razão O/C em massa, para diferentes parafinas e concentrações do H ₂ O ₂	54
2.4	Diâmetro interno inicial do grão de parafina, $D_{ig}(0)$, em função do tempo total de queima, t_q , com $D_{eg} = 70$ mm.....	56
2.5	Variação na razão combustível/oxidante versus o diâmetro interno do grão, D_{ig} , para diferentes comprimentos do grão, considerando $D_{ig}(0) = 0,0624$ m.....	58
2.6	Configuração do grão de parafina.....	58
2.7	Visão externa do motor de 100N.....	59
2.8	Vista da seção lateral do motor e descrição de alguns dispositivos.....	60
2.9	Tubo em aço inox utilizado para confecção do leito catalítico.....	61
2.10	Conjunto que compõe o sistema de ejeção de gases.....	61
2.11	Esquema de uma tubeira cônica.....	62
2.12	Figura 2.12 – Conjunto que compõe o sistema de expansão dos gases gerados pela decomposição catalíticas do peróxido de hidrogênio.....	64
2.13	Desenho esquemático do tubo de PVC comercial.....	65
2.14	Tubo de PVC utilizado como cartucho pra o grão de parafina.....	65
2.15	Pós-combustor.....	66
2.16	Esquema da montagem do expansor de gases, cartucho de PVC e pós-combustor.....	67
2.17	Derretimento da parafina granulada.....	71
2.18	Grão sendo preparado através da rotação do molde.....	72
2.19	Molde do grão.....	72
2.20	Sistema de molde completo.....	73
2.21	Cartucho de PVC contendo o grão de parafina.....	73

2.22	Cartucho de PVC prolongado e o molde utilizado.....	74
2.23	Tela de latão sem tratamento (A), tela tratada e com discos já cortados (B).....	75
2.24	Vazador.....	75
2.25	Catalisador suportado em feltro, já calcinado.....	77
2.26	Esquema da bancada de testes de motor híbrido até 100N.....	79
2.27	Suporte para fixação do motor e pés anti-vibração.....	80
2.28	Tanque de oxidante.....	80
2.29	Tela do programa feito em LabView para aquisição de dados e abertura da eletro-válvula.....	81
2.30	Sistema de escoamento.....	81
2.31	Vazão mássica de H ₂ O líquido versus diferença de pressão entre o tanque de oxidante e a câmara de combustão.....	83
3.1	Comparação do impulso específico no vácuo calculado pelo programa CEA e pelo modelo do modulo I, e variação de $I_{sp_{vac}}$ com a pressão de câmara.....	85
3.2	Efeitos da concentração de peróxido (% em massa) e da molécula da parafina sobre o impulso específico no vácuo.....	85
3.3	Efeitos da concentração de peróxido (% em massa) e da molécula da parafina sobre a temperatura de chama adiabática.....	87
3.4	Efeitos da razão de mistura, O/C em massa, sobre a temperatura de chama adiabática, T_c , da parafina C ₂₀ H ₄₂ misturada com alumínio, queimando com H ₂ O ₂ a 90%.....	89
3.5	Efeitos da adição de alumínio (% em massa) na parafina C ₂₀ H ₄₂ sobre o impulso específico no vácuo, para escoamento congelado e em equilíbrio na tubeira.....	90
3.6	Impulsos específicos no vácuo para RP-1 e parafina pura queimando com H ₂ O ₂ a 90%.....	91
3.7	Esquema de vôo do veículo lançador de satélites Pegasus.....	94
3.8	Esquema da fuselagem de foguete com diâmetros diferentes para cada estágio nas condições apresentadas nas Tabelas 3.3 , 3.4, 3.5 e 3.6.....	97
3.9	Efeitos da f_{inerte} sobre a massa total do estágio em um foguete de três estágios lançado do solo (L-S) e do ar (L-A).....	99
3.10	Comportamento da temperatura de decomposição catalítica do peróxido de hidrogênio.....	104
3.11	Teste do catalisador de óxido de manganês suportado em feltro de carbono, obtido a partir do permanganato de potássio.....	105
3.12	Teste do catalisador de óxido de manganês suportado em nano-fibra de carbono, obtido a partir do nitrato de manganês.....	106
3.13	Comportamento da pressão na câmara durante o teste do motor com catalisador de óxido de manganês suportado em feltro de carbono.....	108
3.14	Comportamento da temperatura durante o teste do motor com catalisador de óxido de manganês suportado em feltro de carbono.....	109

3.15	Comportamento do empuxo durante o teste do moto com catalisador de óxido de manganês suportado em feltro de carbono.....	109
3.16	Combustão resultante da ejeção de parafina e peróxido de hidrogênio vaporizado para catalisador de óxido de manganês em feltro de carbono.....	110
3.17	Catalisador de óxido de manganês suportado em alumina retirado do leito catalítico após o teste.....	111
3.18	Comportamento da temperatura durante o teste do motor com catalisador de óxido de manganês suportado em alumina.....	111
3.19	Comportamento da temperatura durante o teste do motor com catalisador de óxido de manganês suportado em alumina.....	112
3.20	Comportamento do empuxo durante o teste do motor com catalisador de óxido de manganês suportado em alumina.....	113
3.21	Parafina residual e cartucho de PVC após teste.....	113
3.22	Parafina residual na câmara de combustão.....	114
A.1	Corpo ejetando um elemento de massa.....	123
A.2	Esquema de uma câmara de combustão e tubeira de um foguete.....	125
B.1	Esquema simplificado de um motor híbrido.....	127
C.1	Molécula de parafina C_nH_{2n+2}	134
D.1	Cotas do suporte montado com perfilados de ferro, onde foram afixados a balança de empuxo, o motor, célula de carga e eletro-válvula.....	137
D.2	Visão tridimensional do suporte montado com perfilados de ferro, onde foram fixados a balança de empuxo, o motor, célula de carga e eletro-válvula.....	138
D.3	Balança de empuxo.....	138
D.4	Visão externa geral do motor e suas cotas.....	139
D.5	Sistema de injeção, composta por três peças unidas por parafusos M4 e anéis de vedação em teflon.....	140
D.6	Entrada do sistema de injeção, conecta a mangueira flexível ao sistema.....	141
D.7	Bico injetor.....	142
D.8	Conector que liga o sistema de injeção ao leito catalítico.....	143
D.9	Anel de vedação do injetor, feito em teflon.....	144
D.10	Expansor de gases gerados pela decomposição catalítica do peróxido de hidrogênio.....	145
D.11	Disco perfurado, permite que o gás adentre a câmara de combustão, porém, segura as telas com catalisador.....	146
D.12	Flange que liga o leito catalítico ao sistema injetor ou a outro modulo de leito catalítico.....	147
D.13	Anel de vedação em alumínio colocado entre os flanges do leito.....	148
D.14	Flange que liga o leito catalítico a câmara de combustão.....	149
D.15	Tubo de aço inox, utilizado para a câmara de combustão.....	150

D.16	Anel em aço inox, que será colocado antes e depois do grão, fornecendo assim um suporte para que o grão não se desloque durante a queima.....	151
D.17	Tubo de PVC utilizado como fôrma e “liner”.....	152
D.18	Flanges que ligam a câmara de combustão ao leito catalítico e suporte da tubeira.....	145 153
D.19	Anel em alumínio que são colocados entre os flanges da câmara de combustão.....	154
D.20	Tubo colocado entre o grão e a tubeira, servindo como pós-combustor e fixador do grão.....	155
D.21	Porção da tubeira que se une ao pós-combustor.....	156
D.22	Porção da tubeira onde se encontra a garganta e o divergente.....	157
D.23	Suporte que fixa a tubeira a câmara de combustão.....	158
D.24	Anéis de vedação da tubeira, em alumínio.....	159
D.25	Tubo utilizado como tanque de peróxido de hidrogênio.....	160
D.26	Flange utilizado para unir o tanque a sua tampa.....	161
D.27	Tampa do tanque de oxidante.....	162
D.28	Anel de vedação em alumínio utilizado para evitar vazamentos no tanque de oxidante pressurizado.....	163
D.29	Tampa do molde do grão de parafina, feita em alumínio e com textura para facilitar o fechamento e abertura do molde da mesma.....	164
D.30	Retentor de parafina feito em teflon, cujo objetivo é tornar o processo de retirada do grão mais fácil, por isolar a parafina do molde de alumínio evitando que grude.....	165
D.31	Corpo do molde do grão de parafina, feito com tubo de alumínio.....	166

LISTA DE TABELAS

1.1	Relação de nano e pico-satélites lançados desde 1990, suas devidas massas e issãõ.....	34
2.1	Distribuição de massas de motores a propelente sólido.....	44
2.2	Distribuição massas de motores a propelente líquido.....	45
2.3	Cotas referentes à figura 4.10.....	65
2.4	Valores dos coeficientes da Equação 2.72 para o cálculo da densidade de uma solução aquosa de peróxido de hidrogênio.....	69
2.5	Densidade (g/cm ³) do H ₂ O ₂ em diferentes concentrações e temperaturas.....	69
2.6	Variação da vazão em função da diferença de pressão.....	82
3.1	Efeitos da concentração do H ₂ O ₂ sobre os impulsos específicos máximos no vácuo e razões O/C em massa ideais na queima com parafina C ₂₀ H ₄₂	88
3.2	Efeitos da adição de alumínio (% em massa) à parafina, C ₂₀ H ₄₂ , sobre o impulso específico máximo no vácuo, para escoamento em equilíbrio, na queima com H ₂ O ₂ a 90 %.....	90
3.3	Condições iniciais para um veículo de três estágios lançado do solo.....	92
3.4	Condições iniciais para um veículo de três estágios lançado do ar.....	92
3.5	Condições iniciais para um veículo de dois estágios lançado do solo.....	92
3.6	Condições iniciais para um veículo de dois estágios lançado do ar.....	93
3.7	Materiais utilizados na confecção dos componentes e suas propriedades mecânicas.....	93
3.8	Veículo com três estágios lançado do solo.....	94
3.9	Veículo com três estágios lançado do ar.....	95
3.10	Veículo com três estágios lançado do solo com tanques de oxidante confeccionados em titânio.....	98
3.11	Progresso na concentração de peróxido de hidrogênio por evaporação a pressão ambiente a diferentes temperaturas de aquecimento.....	100

LISTA DE ABREVIATURAS

LOX	-	Oxigênio líquido
GOX	-	Oxigênio gasoso
a	-	Ambiente
c	-	Câmara da Combustão
comb	-	Combustível
dec	-	Decomposição
e	-	externo
f	-	Formação
fus	-	Fuselagem
g	-	Grão
i	-	Interno
in	-	inicial
j	-	Espécie química
J	-	Estágio 1,2,3.....J
L	-	Longitudinal
oxid	-	Oxidante
P	-	Produto
p	-	Pobre
press	-	Pressurizante
prop	-	propelente
q	-	Queima
R	-	Reagente
r	-	Rico
s	-	Saída da tubeira
stq	-	Estequiométrico
t	-	Garganta da tubeira

tq - Tanque
tub - Tubeira
vac - Vácuo

LISTA DE SÍMBOLOS

Latinos

- \dot{m} - Vazão mássica (kg/s)
- g_0 - Aceleração da gravidade ao nível do mar ($9,81 \text{ m}\cdot\text{s}^{-2}$)
- \bar{h}^0 - Entalpia de formação da espécie j encontrada como produto relativamente à temperatura de 298,15 K
- \bar{C}_p - Calor específico molar à pressão constante (kJ/kmolK)
- dp - Incremento da quantidade de movimento da massa não ejetada
- \dot{m} - Vazão mássica
- P_c - Pressão na câmara de combustão
- R - Constante do gás (Nm/kgK)
- R_o - Constante universal dos gases (8314 Nm/kmolK)
- a - Coeficiente estequiométrico
- A_e - Área da seção transversal na saída da tubeira (m^2)
- A_t - Área da seção transversal na garganta da tubeira (m^2)
- C - Velocidade efetiva de exaustão (m/s)
- C^* - Velocidade característica de exaustão (m/s)
- C_F - Coeficiente de empuxo
- e - Espessura do dispositivo
- F - Empuxo (N)
- f - Razão de mistura
- f_{inerte} - Fração de inerte do estágio ou veículo (kg)
- f_s - Razão de mistura estequiométrica
- g_0 - Aceleração da gravidade ao nível do mar (m/s^2)
- I_{sp} - Impulso específico (s)
- K - Constante de equilíbrio
- m_o - Massa inicial (kg)
- M_{prod} - Massa molar do produto gasoso
- n - Número de átomos de carbono na cadeia da parafina
- O/C - Razão de mistura em massa entre oxidante/combustível
- P_a - Pressão ambiente

- P_e - Pressão na saída da tubeira
- P_{oxid} - Pressão no tanque de oxidante
- Q - Vazão (g/s)
- T_c - Temperatura da câmara de combustão
- t_q - Tempo de queima (s)
- T_s - Temperatura de chama adiabática (K)
- v_e - Velocidade de exaustão dos gases relativamente ao veículo (m/s)
- x - Fração molar de H_2O_2 na solução aquosa de peróxido de hidrogênio
- X_j - Fração molar da espécie j
- y - Fração mássica de H_2O_2 na solução aquosa de peróxido de hidrogênio

Gregos

- Φ - Razão de equivalência

$$\left(\frac{\text{massa de combustível}}{\text{massa de oxidante}} \bigg/ \frac{\text{massa de combustível estequiométrico}}{\text{massa de oxidante estequiométrico}} \right)$$
- $\Delta \bar{h}_{P,j}$ - Variação entalpia da espécie j encontrada como produto relativamente à sua entalpia na temperatura de referencia 298,15 K
- $\Delta \bar{h}_{R,j}$ - Variação entalpia da espécie j encontrada como reagente em relação à sua entalpia na temperatura de referencia 298,15 K
- ΔP - Diferença de pressão
- ΔV - Velocidade característica da missão (m/s)
- ε - Razão de expansão da tubeira
- η_j - Número de moles da espécie j
- γ - Razão de calores específicos
- ρ - Densidade (g/cm³)
- σ_{el} - Módulo de elasticidade (Pa)
- σ_{esc} - Tensão de escoamento (Pa)

1 INTRODUÇÃO

Um dos primeiros trabalhos realizados com propulsão híbrida ocorreu na década de 1930 com O. Lutz e W. Noeggerath, que desenvolveram em 1937 um motor de 10.000 N usando carvão e óxido nitroso como propelentes (Humble et al., 1995).

A ONERA, SNECMA e a SEP desenvolveram na França um motor híbrido usando ácido nítrico como um oxidante e um combustível a base de amina. Foram realizados 8 vôos, até 1967, alcançando 100 km de altitude, todos bem sucedidos. A Volvo Flygmotor da Suécia desenvolveu um foguete híbrido usando como oxidante ácido nítrico e polibutadieno misturado com uma amina aromática como combustível. Houve um vôo bem sucedido em 1969, transportando uma carga útil de 20 kg até 80 km. Nos EUA, a United Technologies Center e a Beech Aircraft, no final da década de 1960, desenvolveram o foguete Sandpiper, para uso como alvo em grandes altitudes. O Sandpiper utilizava como propelentes MON-25 (25% NO e 75 % de N₂O₄) e polimetil-meta-acrilato (PMMA) com magnésio. Os primeiros 6 vôos ocorreram em 1968, atingindo 160 km de altitude. A segunda versão do foguete, chamada HAST, usava IRFNA-PB com PMMA e tinha 33 cm de diâmetro. Uma versão baseada no HAST, chamada de Firebolt, foi desenvolvida pela Chemical Systems Division (CSD) e a Teledyne Aircraft, e voou até meados de 1980. A CSD testou em 1970 um foguete híbrido usando lítio como combustível e uma mistura de flúor com oxigênio líquido como oxidante, atingindo um impulso específico de 380 s (teórico em vácuo). Os maiores foguetes híbridos foram construídos pela AMROC (American Rocket Company) no final dos anos 1980 e nos anos 1990. A AMROC construiu o motor H-500 que usava oxigênio líquido e HTPB, gerando empuxo de 312000 N com um tempo de queima de 70 segundos. A última versão, H-250F, com os mesmos propelentes, atingia 1000000 N de empuxo. Em janeiro de 1994 a academia da força aérea americana (USAFA) lançou um foguete de sondagem de 6,4 m de comprimento usando HTPB e LOX (oxigênio líquido) (Humble et al., 1995). O veículo

suborbital SPACESHIP-ONE, ganhador do prêmio Ansari X-Prize, foi lançado com sucesso em 2004, empregando HTPB e N₂O como propelentes.

Embora os foguetes à propulsão híbrida tenham sido estudados desde a década de 1930, não tiveram tanta atenção quanto os foguetes à propulsão sólida ou líquida, porém isto não os torna menos importantes.

A busca por meios propulsivos mais seguros, menos complexos, porém com bom nível de controle, tem levado muitos pesquisadores em todo o mundo a direcionarem seus esforços na investigação da viabilidade do emprego de sistema à propulsão híbrida como alternativa aos já empregados sistemas sólidos e líquidos.

A segurança dos sistemas híbridos está diretamente ligada ao fato de combustível e oxidante serem armazenados separadamente, de forma diferente ao que ocorre nos sistemas a propulsão sólida. Outra característica importante que tange à segurança é a independência da taxa de regressão com a pressão de câmara, o que torna sistemas híbridos muito mais seguros do que sólidos.

Combustíveis utilizados em motores híbridos são geralmente considerados atóxicos e não perigosos, gerando produtos geralmente menos poluentes dos que os outros sistemas.

A menor complexidade vem do fato de apenas um dos propelentes estar no estado líquido, significando que apenas parte do sistema de injeção que seria necessário em sistemas líquidos bi-propelentes será necessário no sistema híbrido.

A questão do controle diz respeito à capacidade de iniciar, parar e reiniciar o funcionamento do sistema propulsivo de forma relativamente simples, como é desejável em muitas aplicações específicas, além de ser importante no que diz respeito à segurança.

Foguetes a propulsão híbrida possuem características que fazem deles apropriados para diversas missões, como as citadas por Humble et al. (1995); Moore, G.E. (1956) e Sutton (1992):

- *Os propelentes não são pré-misturados como nos foguetes sólidos, e, portanto propulsores híbridos são mais seguros que os sólidos.*
- *Menor custo em relação aos foguetes líquidos bi-propelentes, porque apenas um dos propelentes necessita de sistema de injeção, bombas e tanques.*
- *Sua simplicidade em geral leva a uma maior confiabilidade, tanto em relação aos sistemas sólidos como aos líquidos bi-propelentes.*
- *Desempenho e segurança não são afetados por pequenas falhas ou rachadura no grão propelente, pois em motores híbridos a pressão de câmara é proporcional à taxa de injeção do oxidante e não à área superficial do grão exposta à chama.*
- *Controle sobre injeção do oxidante fornece a possibilidade de controle de empuxo, além de “ligar” e “desligar” o motor como desejado.*
- *A combustão se dá de forma estável, não ocorrendo grandes picos de pressão.*
- *Os combustíveis são considerados atóxicos e não perigosos, gerando comumente produtos menos poluentes que outros sistemas.*

Mas, como na maioria das situações reais, a propulsão híbrida não é feita apenas de vantagens, dentre as desvantagens pode-se destacar:

- *A razão de mistura varia com decorrer da queima, variando então os parâmetros de desempenho do foguete, que nem sempre é desejável ou permissível.*

- *A eficiência de combustão é levemente mais baixa do que em motores líquidos ou sólidos.*
- *A baixa taxa de regressão acarreta um limite de empuxo, para uma dada configuração do grão.*

Um dos maiores vilões da propulsão híbrida é a baixa taxa de regressão apresentada pelos combustíveis até então utilizados usualmente, podendo ser citados HTPB, PE e PVC.

Pesquisas relacionadas ao uso do peróxido de hidrogênio com propósito propulsivo têm sido realizadas desde a década de 1930. As primeiras aplicações foram feitas principalmente em dispositivos militares alemães na 2ª Guerra Mundial, dentre as quais podem ser citados o Messerschmitt Me-163 e os bombardeiros Heinkel III e Junkers 88, que foram equipados com motores ATO (Assisted Take Off), torpedos e submarinos (Schumb et al., 1955; Walter, 1954).

Walter (1954) juntamente à marinha alemã realizaram exaustivos testes que tinham por objetivo conhecer melhor algumas características do peróxido de hidrogênio, como, por exemplo, a influência da pressão sobre a velocidade de decomposição e suas características detonativas. Concluíram eles que as soluções aquosas de peróxido de hidrogênio com concentrações até 82% são não-detonáveis e que a decomposição não é acelerada pelo aumento da pressão.

Além dessas aplicações, peróxido de hidrogênio já foi ou ainda é utilizado em diversos dispositivos, como geradores de gases para turbo bombas, rotores de helicópteros, nos famosos “Rocket Belt” e como oxidante em foguetes podendo ser citado o foguete britânico Black Knight (Peroxide Propulsion, 2006), dentre outras (Davis Jr , 1956; Wernimont et al., 1999).

Heister et al. (1998) citam alguns benefícios de sistemas cujo oxidante é peróxido de hidrogênio, devido a sua alta densidade, facilidade de manuseio, não toxicidade, e suas características de mono-propelente. Como exemplo,

turbo-bombas e sistemas de pressurização podem utilizar a energia liberada na decomposição do próprio peróxido e seus produtos de forma a simplificar efetivamente os sistemas de pressurização dos tanques.

Peróxido de hidrogênio cujas soluções aquosas estão entre 65 e 100 % são interessantes para aplicações em propulsão, pois possuem propriedades desejáveis, tais como relativos alto ponto de ebulição (122~150°C), alta densidade (1,25~1,45 g/ml) e baixa viscosidade (1,2~1,25 Centipoises). Apesar de o ponto de congelamento ser relativamente alto (-65~30 °C), o que é uma desvantagem para algumas aplicações em ambientes frios, como estágios superiores ou operações em locais com baixas temperaturas, esta característica pode ser modificada pela introdução de nitrato de amônio na solução, sem que haja mudanças significativas na performance, conforme mencionado por Davis-Jr e Keefe (1956).

Dentre algumas vantagens do peróxido de hidrogênio podem ser citadas a alta densidade, que possibilita o uso de tanques menores e, portanto mais leves relativamente a outros oxidantes e a sua característica não criogênica com ocorrência de decomposição de cerca 1% ao ano, facilitando assim seu armazenamento e manuseio.

A parafina empregada como combustível, principalmente em iluminação por velas, faz parte do cotidiano da humanidade há centenas de anos, porém utilizá-la como propelente de foguetes híbridos é algo realmente novo.

Recentemente, em trabalhos realizados na universidade de Stanford e no centro de pesquisas Ames-NASA (Karabeyoglu et al, 2003), foi desenvolvido um novo combustível para fins propulsivos a base de parafina, cuja taxa de regressão é aproximadamente três vezes maior do que a dos combustíveis híbridos convencionais.

Esta característica da parafina, segundo Karabeyoglu et al. (2003), é função da criação de uma camada líquida muito fina de baixa tensão superficial e

viscosidade sobre a superfície do combustível. A instabilidade desta camada é induzida pelo escoamento de oxidante gasoso que proporciona o descolamento e a entrada de gotículas de combustível na corrente gasosa, aumentando consideravelmente a taxa de transferência de massa de combustível, como mostra a Figura 1.1.

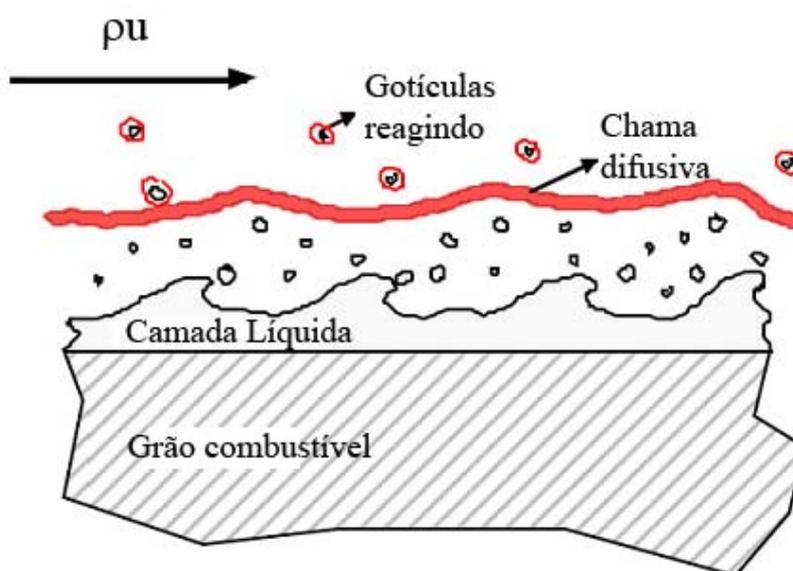


Figura 1.1 – Mecanismo de carregamento de massa da camada limite
Fonte : Cantwell (2006)

Este mecanismo funciona como sistema de injeção de spray contínuo distribuído ao longo da superfície de queima. Uma vez que a transferência de gotículas não é limitada pela transferência de calor por difusão da zona de combustão para o combustível, este mecanismo pode levar à taxa de regressão muito maior do que as apresentadas por combustíveis poliméricos convencionais que dependem somente de evaporação.

Dentre os grupos que pesquisam este tipo de tecnologia está o grupo formado pela NASA e a Universidade de Stanford nos Estados Unidos, cujos trabalhos publicados tratam de N_2O /Parafina (McCormick et al., 2005) e LOX/Parafina (Karabeyoglu et al., 2004), o grupo da Universidade de Brasília que vem trabalhando com N_2O /Parafina (Santos et al., 2005), e a Academia da Força

Aérea dos estados Unidos (USAFA), que realizou trabalhos a respeito da taxa de regressão do par H_2O_2 /Parafina (Brown e Lydon, 2005).

Sistemas que empregam o par, parafina e peróxido de hidrogênio não necessitam de sistemas de ignição, ao contrário dos sistemas que utilizam LOX como oxidante, porque o peróxido decompõe-se exotermicamente ao passar por um catalisador, atingindo temperaturas suficientemente altas para causar a ignição do combustível. A temperatura de decomposição catalítica depende da concentração da solução aquosa de peróxido de hidrogênio, conforme mostra a Figura 1.2.

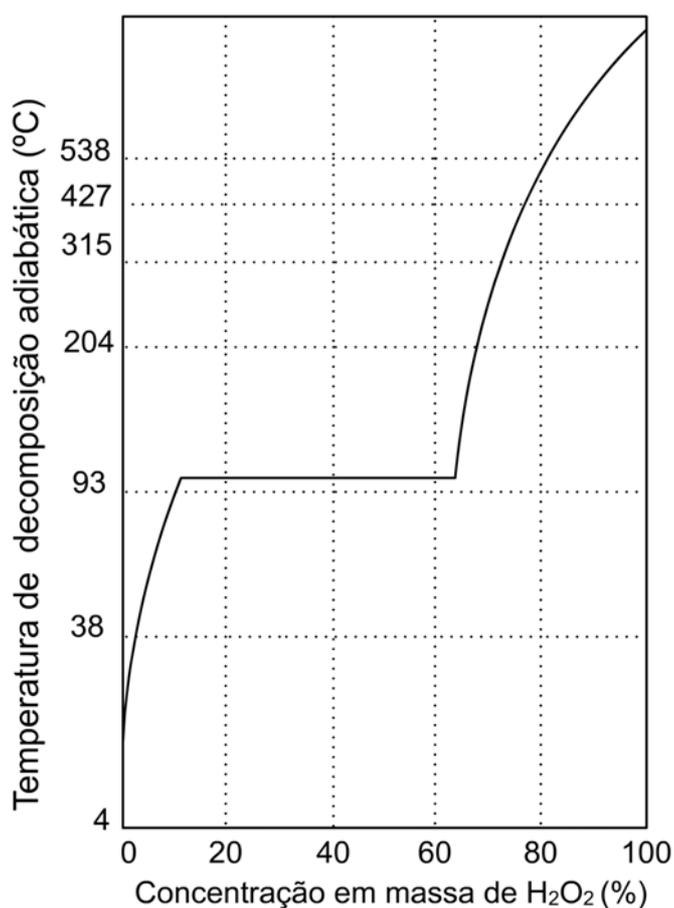


Figura 1.2 – Temperatura de decomposição adiabática relativamente ao percentual em massa de peróxido de hidrogênio, a uma pressão de 1 atm.
Fonte : Schumb et al.(1955)

Outra característica interessante do par propelente parafina e peróxido de hidrogênio pode ser vista na Figura 1.3, onde se verifica que a taxa de regressão é semelhante a do par propelente oxigênio gasoso e parafina em fluxos de até 120 kg/m²s, porém, acima deste valor, o primeiro par apresenta taxas de regressão que podem ser quase duas vezes maiores, lembrando que estes dados foram obtidos com peróxido de hidrogênio a concentrações de 84%. Provavelmente, com concentrações maiores, taxas de regressão mais altas podem ser esperadas devido o aumento na temperatura.

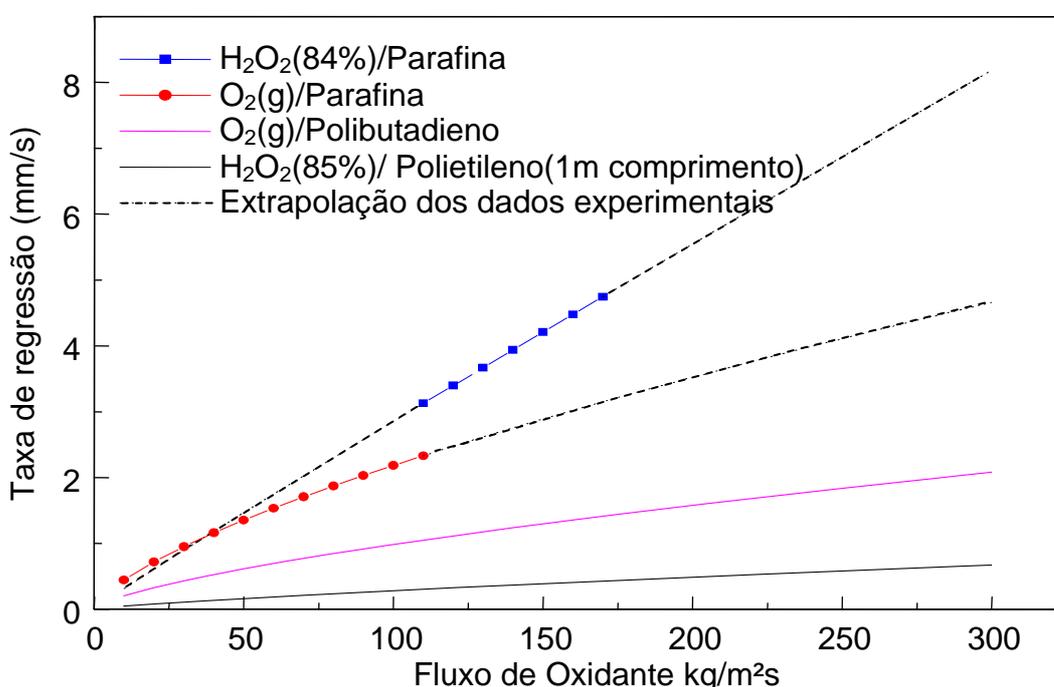


Figura 1.3 – Taxa de regressão para diferentes pares propelentes variando com o fluxo de oxidante

Nos últimos anos, houve crescimento no mercado de nano e pico-satélites e um significativo interesse pelo turismo espacial, motivando ainda mais o emprego de propulsores híbridos em veículos espaciais.

Em ambos os casos, devido às pequenas cargas úteis, não são necessários grandes níveis de empuxo. Para o turismo espacial em particular é desejável que o sistema seja mais seguro, tanto com relação ao controle no decorrer do voo, quanto com relação aos propelentes não serem tóxicos ou carcinogênicos,

bem como de relativo baixo custo o que coloca os sistemas híbridos que empregam combustíveis a base de hidrocarbonetos e oxidantes como N_2O , O_2 e H_2O_2 como candidatos em potencial.

Desde a década de 1990 até os dias atuais já foram lançados cerca de 50 nano e pico-satélites, com massas entre 0,2 e 22 kg como pode ser visto na Figura 1.4.

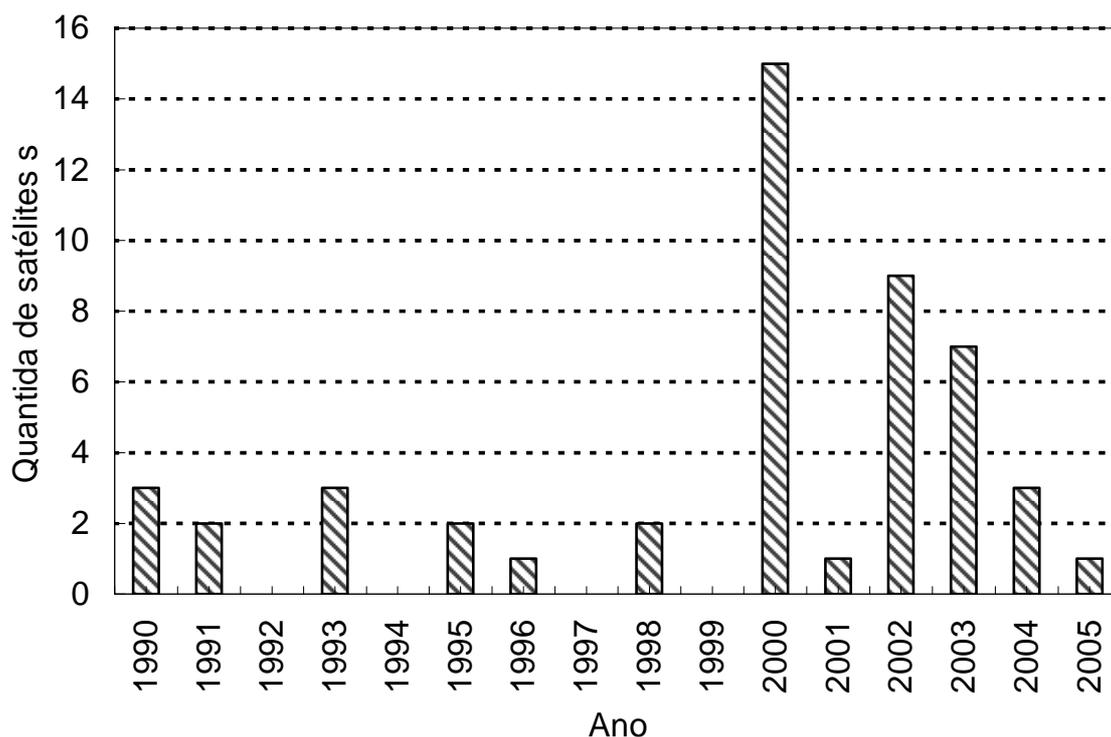


Figura 1.4 – Quantidade de pico e nano-satélites colocados em órbita no decorrer dos anos de 1990 a 2005

Fonte: Aerospace América (2006)

Uma vez que não existem lançadores próprios para nano e pico-satélites, estes têm sido colocados em órbita aproveitando lançadores de satélites maiores, tornando o processo muito custoso. O interesse por este tipo de satélites vem dos avanços na miniaturização de componentes eletrônicos e mecânicos além da diminuição dos custos para colocação destes satélites em órbita quando veículos especializados forem disponibilizados no mercado.

Na Tabela 1.1 são apresentados os nano e pico-satélites lançados de 1990 a 2005, podendo-se observar, que em sua maioria são satélites de comunicação ou experimentação.

Tabela 1.1 – Relação de nano e pico-satélites lançados desde 1990, suas devidas massas e missão.

Ano	Nome	Descrição	Massa (kg)
1990	Webersat	Radiocomunicação	16
1990	Harogomo	Experimentação científica	12
1990	Oscar	Radiocomunicação	12
1991	Oscar	Radiocomunicação	12
1991	Orbcomm -X	Comunicação	16,7
1993	Eyesat	Radiocomunicação	12,5
1993	Itamsat	Radiocomunicação	12
1993	Orbcomm CD	Comunicação	14,5
1995	Unamasat -1	Experimentação científica	12
1995	GFZ -1	Laser geodésico	20
1996	Unamasat -2	Experimentação científica	12
1998	Tubsat -N	Armazenamento de dados	8,3
1998	Tubsat -N2	Armazenamento de dados	3
2000	Artemis JAK	Comunicação	0,5
2000	Thelma	Geração de Imagens	0,5
2000	Louise	Geração de Imagens	0,5
2000	Asussat -1	Comunicação	5,5
2000	Hockey puck	Radiocomunicação	0,5
2000	Stensat	Radiocomunicação	0,2
2000	OCSE	Calibração ótica	22
2000	Picosat 1A	Pesquisas tecnológicas	0,7
2000	Picosat 2A	Pesquisas tecnológicas	0,7
2000	OPAL	Demonstrativo de tecnologia	13,5

Continua

Tabela 1.1- Conclusão

2000	SNAP 1	Inspeção remota	6,5
2000	Saudisat 1	Radiocomunicação	10
2000	Saudisat 1A	Radiocomunicação	10
2000	Saudisat 1B	Radiocomunicação	10
2000	Munin	Experimentação científica	5,5
2001	AFRL's Reflector	Satélite de calibração	8
2002	Latinsat A	Comunicação	12
2002	Latinsat B	Comunicação	12
2002	Saudisat 2A	Radiocomunicação	15
2002	Rubin 2	Demonstrativo de tecnologia	10
2002	TrailBlazer	Estudos oceanográficos	14
2002	Calif	Gerador de imagens	10
2002	Unisat 2	Demonstrativo de tecnologia	10
2002	IDEFix 1	Radiocomunicação	6
2002	IDEFix 2	Radiocomunicação	6
2003	Cubesat XI	Radiocomunicação	1
2003	CanX -1	Experimentação científica	1
2003	Cubesat	Radiocomunicação	1
2003	DTUsat	Estudo de Migração de pássaros	1
2003	Cute -1	Radiocomunicação	1
2003	Quakesat	Detecção de terremotos	3
2003	Larets	Calibração de radar militar	22
2004	Nanosat	Comunicação	19
2004	Ralphie	Radiocomunicação	16
2004	Sparky	Radiocomunicação	16
2005	NCube 2	Monitoramento marítimo	1

Fonte: Aerospace América (2006)

1.1 OBJETIVO

Em função do crescente interesse no lançamento de nano e pico-satélites desde a década de 1990, e a inexistência de veículos lançadores dedicados a este tipo de missão, objetivou-se neste trabalho, realizar uma investigação teórica e experimental do emprego da parafina e do peróxido de hidrogênio (H_2O_2) como propelentes em um sistema propulsivo híbrido que seria supostamente empregado em um lançador de nano-satélites. Este estudo foi feito através de análises teóricas e experimentais, por meio da determinação das características propulsivas do par propelente, análise da distribuição de massas de um veículo lançador multi-estágios e da construção de uma bancada para testar a eficiência de catalisadores para decompor o peróxido de hidrogênio e determinar a performance de motores híbridos.

2 DESENVOLVIMENTO

Neste capítulo é apresentada a metodologia empregada para a análise teórica de desempenho e para o estudo experimental de propulsores híbridos.

2.1 Investigação Teórica

Para a realização da análise teórica do desempenho de um foguete híbrido e de uma missão para transportar nano-satélites até uma órbita baixa da Terra (~300 km) foi desenvolvido um programa contendo dois módulos principais que serão discutidos nas seções 2.1.1 e 2.1.2. O primeiro módulo corresponde a uma análise termoquímica do par propelente e o segundo módulo permite uma análise da distribuição de massas de um foguete para realizar uma missão com velocidade característica especificada.

2.1.1 MODULO I – Análise Termoquímica

Neste módulo foram obtidos os dados teóricos referentes à combustão de parafinas com soluções aquosas de peróxido de hidrogênio, caracterizando as suas propriedades termoquímicas e propulsivas.

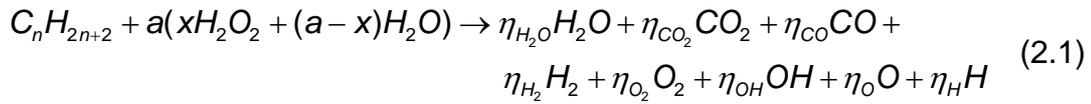
Um programa foi escrito na linguagem MATLAB para calcular as condições de equilíbrio na câmara de combustão e os parâmetros propulsivos para uma dada tubeira e para pressões de câmara pré-definidas.

Inicialmente, considerou-se a combustão de uma parafina (C_nH_{2n+2}) com uma solução aquosa de peróxido de hidrogênio, adotando-se o método das constantes de equilíbrio e admitindo as seguintes hipóteses simplificadoras:

- A. Escoamento isentrópico na tubeira.
- B. Escoamento congelado.
- C. Pressão constante na câmara, tanto no tempo quanto ao longo da câmara.
- D. Empuxo constante.

- E. Processo adiabático.
- F. Vazão mássica de propelentes constante.
- G. Efeitos do atrito e camada limite desprezíveis.
- H. O fluido de trabalho obedece à lei do gás perfeito.
- I. Produtos da combustão: H_2O , CO_2 , CO , H_2 , O_2 , OH , O e H .

A seguinte reação química geral foi considerada na análise:



Para determinar os 8 coeficientes estequiométricos da reação acima se utilizou o princípio da conservação de átomos, fornecendo:

$$C: n = \eta_{CO_2} + \eta_{CO} \quad (2.2)$$

$$H: 2n + 2 + (2x + 2(1-x))a = 2\eta_{H_2O} + 2\eta_{H_2} + \eta_{OH} + \eta_H \quad (2.3)$$

$$O: (2x + (1-x))a = \eta_{H_2O} + 2\eta_{CO_2} + \eta_{CO} + 2\eta_{O_2} + \eta_{OH} + \eta_O$$

$$(x+1)a = \eta_{H_2O} + 2\eta_{CO_2} + \eta_{CO} + 2\eta_{O_2} + \eta_{OH} + \eta_O \quad (2.4)$$

Para obter um sistema de equações fechado e determinar todos os coeficientes estequiométricos adotaram-se relações de equilíbrio para o sistema reativo. As seguintes equações de dissociação e respectivas constantes de equilíbrio foram consideradas:





A fim de determinar a temperatura de equilíbrio adotou-se a primeira lei da termodinâmica considerando-se escoamento em regime permanente em processo adiabático e sem realização de trabalho, dando:

$$\sum_{j=1}^N \eta_{P,j} (\bar{h}_{P,j}^0 + \Delta \bar{h}_{P,j}) - \sum_{j=1}^N \eta_{R,j} (\bar{h}_{R,j}^0 + \Delta \bar{h}_{R,j}) = 0 \quad (2.10)$$

As Equações. 2.2 a 2.9 formam um sistema de 9 equações e 9 incógnitas ($\eta_{\text{H}_2\text{O}}, \eta_{\text{CO}_2}, \eta_{\text{H}_2}, \eta_{\text{CO}}, \eta_{\text{O}_2}, \eta_{\text{OH}}, \eta_{\text{O}}, \eta_{\text{H}}, T_s$) que resolvido fornece os coeficientes estequiométricos dos produtos da combustão, conforme a equação 2.1, e a temperatura de chama adiabática, visto que as entalpias sensíveis dos reagentes, $\Delta \bar{h}_{R,j}$, e dos produtos, $\Delta \bar{h}_{P,j}$, dependem da temperatura da reação.

Estimativas para $\eta_{\text{H}_2\text{O}}, \eta_{\text{CO}_2}, \eta_{\text{H}_2}, \eta_{\text{CO}}, \eta_{\text{O}_2}$ e T_s foram feitas de forma a fornecer valores iniciais ao programa, como mostrado no Apêndice A.

A fração molar da espécie j é dada por

$$X_j = \frac{\eta_j}{\eta_{total}} \quad (2.11)$$

e, conhecidas todas as frações molares, puderam ser calculados os valores de outras propriedades importantes tais como:

Massa molar da mistura dos produtos da combustão:

$$M_{prod} = \sum_{j=1}^N \eta_j X_j \quad (2.12)$$

Calor específico à pressão constante do gás:

$$\bar{C}_p = \sum_{j=1}^N X_j \bar{C}_{p,j} \quad (2.13)$$

Razão de calores específicos:

$$\gamma = \frac{C_p}{C_v} = \frac{\bar{C}_p}{\bar{C}_v} \quad \text{onde } \bar{C}_v = \bar{C}_p - R_o \quad (2.14)$$

Deve-se notar que estas propriedades da mistura de produtos dependem também da pressão em que a reação de combustão está ocorrendo, visto que as relações de equilíbrio por sua vez dependem da pressão na câmara:



$$K = \frac{C^c D^d}{A^a B^b} \left(\frac{P_c}{\eta_{total}} \right)^{(c+d)-(a+b)} \quad (2.16)$$

Com a obtenção de M_{prod} , \bar{C}_p e T_c , e conhecidas a pressão na câmara, P_c , a pressão ambiente, P_a , a área da garganta da tubeira, A_t , e a área da saída da tubeira, A_e , é possível calcular os seguintes parâmetros de desempenho: impulso específico, Isp ; velocidade característica, C^* ; coeficiente de empuxo, C_F ; a vazão mássica de propelentes, \dot{m}_p ; e o empuxo, F .

A vazão mássica de propelentes é a massa dos propelentes escoando por unidade de tempo e envolve a massa de combustível e de oxidante, sendo calculada por:

$$\dot{m}_{prop} = A_t P_c \frac{\gamma \sqrt{[2/(\gamma + 1)]^{(\gamma+1)/(\gamma-1)}}}{\sqrt{\gamma RT}} \quad (2.17)$$

O empuxo F é a reação experimentada pela estrutura do foguete devida à ejeção de matéria a alta velocidade, sendo dado por:

$$F = \dot{m}_{prop} v_e + (P_e - P_a) A_e \quad (2.18)$$

onde o segundo termo do lado direito é uma força resultante da diferença de pressão na saída da tubeira.

A razão de expansão da tubeira é calculada por

$$\varepsilon = \frac{A_e}{A_t} = \left(\frac{\gamma + 1}{2} \right)^{-1/(\gamma-1)} \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{-1/\gamma} \left\{ \frac{\gamma + 1}{\gamma - 1} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} \right] \right\}^{-1/2} \quad (2.19)$$

Se a pressão na saída da tubeira e a pressão atmosférica forem iguais, então ε é chamada de razão de expansão ótima, e diz-se que a tubeira está ajustada.

Para o caso em que a razão de expansão é ótima, a equação 2.18 simplifica-se para:

$$F = \dot{m}_{prop} v_e \quad (2.20)$$

O impulso específico é um parâmetro de desempenho relacionando o impulso total fornecido e o consumo de propelentes, dado por:

$$I_{sp} = \frac{I_t}{g_o \int_0^t \dot{m}_{prop} dt} = \frac{\int_0^t F dt}{g_o \int_0^t \dot{m}_{prop} dt} \quad (2.21)$$

Se o empuxo F e a vazão mássica de propelente \dot{m} forem constantes, a equação 2.21 simplifica-se para

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}_{prop} g_o} \quad (2.22)$$

O impulso específico no vácuo, Isp_{vac} , é obtido fazendo-se $P_a = 0$ e, assim, a equação 2.18 torna-se

$$F = \dot{m}_{prop} v_e + P_e A_e \quad (2.23)$$

Neste caso, para que P_e fosse igual à P_a , seria necessário que ε fosse infinito, o que é fisicamente impossível.

O coeficiente de empuxo reflete as propriedades do gás em expansão e a qualidade do projeto da tubeira:

$$C_F = \frac{F}{A_t P_c} = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]} + \left(\frac{P_e - P_a}{P_c}\right) \frac{A_e}{A_t} \quad (2.24)$$

A velocidade característica de exaustão reflete o nível efetivo de energia do propelente e a qualidade do projeto do injetor e da câmara de combustão:

$$C^* = \frac{P_c A_t}{\dot{m}_{prop}} = \frac{\sqrt{\gamma RT}}{\gamma \sqrt{\left[\frac{2}{\gamma+1}\right]^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}} \quad (2.25)$$

A velocidade efetiva de exaustão é diferente da velocidade real de exaustão do gás, exceto quando a tubeira estiver ajustada, e é definida como:

$$C = v_e + \frac{(P_e - P_a) A_t}{\dot{m}_{prop}} \quad (2.26)$$

Detalhes referentes a algumas formulações aqui apresentadas podem ser encontrados no Apêndice C.

2.1.2 MODULO II - Análise preliminar da distribuição de massas

Neste módulo foram obtidas as distribuições de massas de veículos lançadores de nano-satélites, determinando-se as massas e configurações dos tanques de oxidante e pressurizante, fuselagem, grão propelente e outros componentes.

Foram utilizados os dados gerados pelo módulo I, de forma que um projeto preliminar fosse criado e assim dados iniciais para estudos mais aprofundados da distribuição de massas do foguete híbrido fossem gerados.

Para que um satélite seja colocado em uma órbita especificada da Terra o veículo lançador deve ser capaz de fornecer uma velocidade característica ΔV , para superar o campo gravitacional da Terra, a resistência do ar, executar manobras e atingir a velocidade orbital prescrita.

Considerou-se uma órbita circular equatorial ao redor da Terra a uma altitude de 300 km. Para tal é necessária uma velocidade orbital mínima $\Delta V_{LEO} = 7714 m/s$, a fim de impedir que o satélite caia devido às forças gravitacionais, conforme mostrado no cálculo a seguir:

$$\Delta V_{LEO} = \sqrt{\frac{\mu}{R}} = \sqrt{\frac{M_o G}{R_T + h}} = \sqrt{\frac{5.9742 \times 10^{24} \times 6.6742 \times 10^{-11}}{6378 + 300}} = 7714 m/s \quad (2.27)$$

Sendo: M_o a massa da Terra

G é a constante da gravitação universal

R_T é o raio médio da Terra

Os efeitos das forças de arrasto, da variação da força gravitacional, rotação da Terra, devem ser considerados ao longo do percurso do veículo lançador e ser adicionados a ΔV_{LEO} para se calcular a velocidade característica total. O ΔV atribuído a cada um destes efeitos deve ser obtido de forma particularizada, pois irá depender da geometria e da trajetória do veículo.

Humble et al. (1995) utilizaram dados históricos de veículos lançadores de satélites e apresentaram ΔV típicos entre 8800 e 9300 m/s, necessários para se colocar um satélite em órbita baixa da Terra. Portanto, considerou-se um valor conservativo de $\Delta V = 9300$ m/s para as análises preliminares deste trabalho.

Alguns parâmetros foram definidos para os cálculos da distribuição de massas:

Fração de Inerte, f_{inerte} , dada pela relação,

$$f_{inerte} = \frac{m_{inerte}}{m_{prop} - m_{inerte}} \quad (2.28)$$

onde m_{inerte} = massa do veículo ou do estágio, excluindo a massa de propelente e de carga útil.

m_{prop} = massa de propelente do veículo ou estágio

Na Tabela 2.1 e 2.2 estão dados referentes às distribuições de massas (kg) de vários motores com tamanhos, materiais e propelentes diferentes.

Tabela 2.1 – Distribuição de massas de motores a propelente sólido (kg)

Motor	Propelente	Isolamento	'Case'	Tubeira
Castor IVA	10,101	234	749	225
GEM	11,767	312	372	242
ORBUS 21	9707	145	354	143
OBUS 6E	2721	64,1	90,9	105,2
Star 48B	2010	27,1	58,3	43,8
Star 37XFP	884	12,7	26,3	31,7
Star 63D	3250	71,4	106,3	60,8
Orion 50SAL	12,160	265,2	547,9	235,4
Orion 50	3024	75,6	133,4	118,7
Orion 38	770,7	21,9	39,4	52,8

(Continua)

Tabela 2.1 - Continuação

Ignição	Diversos	Inerte	f_{prop}	f_{inerte}
10	276	1494	0,871	0,129
7,9	291	1224,9	0,906	0,094
16	7	665	0,936	0,064
9,5	5,3	275	0,908	0,092

(Continua)

Tabela 2.1 - Conclusão

0,0	2,2	131,4	0,939	0,061
0,0	1,3	72	0,915	0,085
1,0	11,6	251,1	0,928	0,072
9,1	21,0	1078,6	0,918	0,082
5,3	9,9	342,9	0,898	0,102
1,3	10,6	126	0,859	0,141

Fonte: Isakowitz (1999)

Tabela 2.2 - Distribuição massas de motores a propelente líquido (kg)

Motor	Propelente	Inerte	f_{prop}	f_{inerte}
YF-40	14,200	1,000	0,93	0,07
YF-73	8,500	2,000	0,81	0,19
11D49	18,700	1,435	0,93	0,07
LE5-A	14,000	2,700	0,84	0,16
LE-5B	16,600	3,000	0,85	0,15
RL10B-2	16,820	2,457	0,87	0,13
AJ10-118K	6,004	950	0,86	0,14
RS27A	95,500	6,820	0,93	0,07
11D58M	14,600	2,720	0,84	0,16
RD-171	325,700	28,600	0,92	0,08

Fonte: Isakowitz (1999)

A razão F/W é a relação entre o empuxo, F , e o peso, W , do veículo ou estágio, sendo geralmente expresso em número de g's.

Uma análise de um possível veículo capaz de realizar uma determinada missão de forma otimizada é bastante complexa, pois se trata de um sistema com diversas variáveis dependentes entre si, do tempo e da trajetória percorrida. Para realizar uma análise preliminar, dados históricos de diferentes veículos lançadores de satélites foram utilizados.

Dados referentes às massas e volumes dos tanques, propelente, tubeira, fuselagem dentre outras coisas, foram feitas a partir das relações que se seguem:

A massa de propelente necessária para que cada estágio satisfaça às condições de uma dada missão é obtida por:

$$m_{prop,J} = \frac{m_{cgu,J} \left(e^{\Delta V_J / I_{sp,J} g_0} - 1 \right)}{1 - f_{inerte,J} e^{\Delta V_J / I_{sp,J} g_0}} \quad (2.29)$$

sendo $m_{cgu,J}$ = carga útil de cada estágio, onde a carga útil do estágio inferior é a massa inicial do estágio superior $J+1$

$\Delta V_J = \Delta V$ atribuído a cada estágio J

A massa inerte é a massa que não será utilizada na propulsão e que não faz parte da carga útil do estágio, assim sendo, estão inclusas geralmente massas de tanques, estrutura, fuselagem, motor, sistema de alimentação de propelente, eletrônica e etc.

$$m_{inerte,J} = \frac{f_{inerte,J}}{1 - f_{inerte,J}} \quad (2.30)$$

A massa inicial de cada estágio pode ser obtida a partir das massas anteriormente calculadas através da seguinte equação:

$$m_{0,J} = m_{prop,J} + m_{inerte,J} + m_{cgu,J} \quad (2.31)$$

O empuxo necessário para atingir a razão $(F/W)_J$ desejada do estágio J é obtido pela seguinte relação:

$$F_J = \left(\frac{F}{W} \right)_J m_{0,J} g_0 \quad (2.32)$$

A vazão mássica total de propelentes, $\dot{m}_{prop,J}$, do estágio J para o caso de foguetes híbridos é relacionada ao empuxo e ao impulso específico do estágio J por

$$\dot{m}_{prop,J} = \frac{F_J}{I_{sp,J} g_0} \quad (2.33)$$

A vazão mássica de combustível, $\dot{m}_{comb,J}$, do estágio J limita os níveis de empuxo, em função da baixa taxa de regressão dos combustíveis empregados em propulsores híbridos. Ela está relacionada à taxa de consumo de propelentes e à razão O/C (oxidante/combustível) em massa, pela relação:

$$\dot{m}_{comb,J} = \frac{\dot{m}_{prop,J}}{1 + (O/C)_J} \quad (2.34)$$

A vazão mássica de oxidante, \dot{m}_{oxid} , regula a taxa de regressão do combustível e, conseqüentemente, o nível de empuxo do foguete e o tempo de queima. Ela pode ser escrita como:

$$\dot{m}_{oxid,J} = \dot{m}_{prop,J} \frac{(O/C)_j}{1 + (O/C)_j} = \dot{m}_{prop,j} - \dot{m}_{comb,j} \quad (2.35)$$

Em função destes parâmetros pode-se obter o tempo de queima, t_q :

$$t_{q,J} = \frac{m_{prop,J}}{\dot{m}_{prop,J}} \quad (2.36)$$

Deve-se notar que os diversos parâmetros estão interligados e que variam no tempo e com a trajetória utilizada, sendo necessário, portanto, um estudo minucioso para se otimizar o projeto.

O volume de oxidante de cada estágio é calculado pela expressão

$$V_{oxid} = \frac{m_{oxid}}{\rho_{oxid}} \quad (2.37)$$

onde ρ_{oxid} é a densidade do peróxido de hidrogênio, dependente da temperatura de operação e da sua concentração, conforme mostra a Figura 2.1.

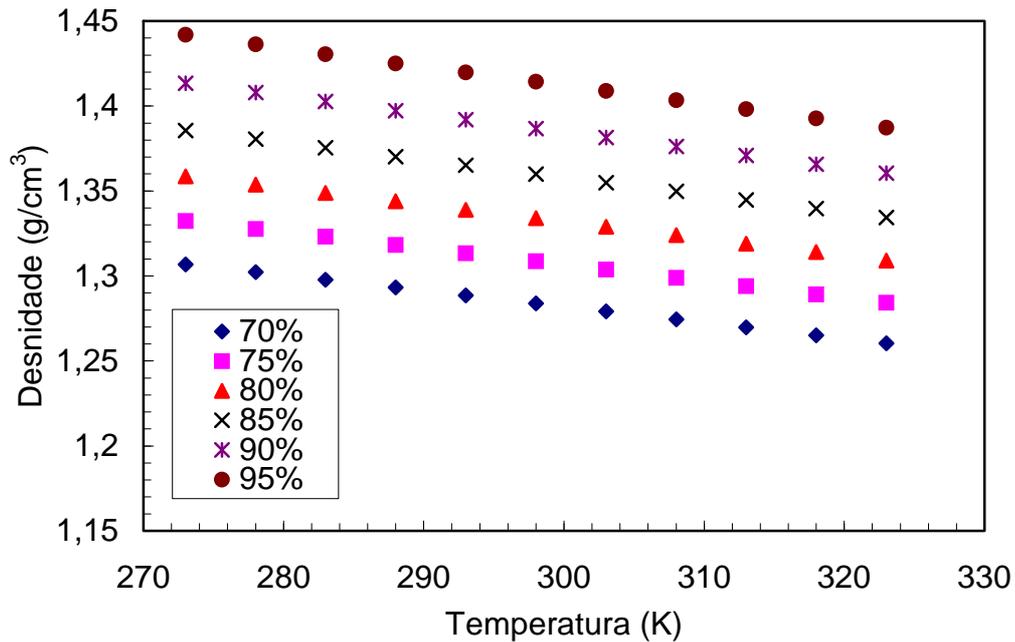


Figura 2.1 - Densidade do peróxido de hidrogênio versus temperatura e a sua concentração em massa.

O diâmetro de cada estágio foi calculado em função do diâmetro externo dos grãos do propelente sólido, admitindo-se uma perda de carga $\Delta P_{oxid} = 5$ MPa, na linha de alimentação e na injeção do oxidante.

Com estas hipóteses e dados foram calculadas as espessuras dos tanques, suas massas e dimensões.

A espessura do tanque de oxidante é função da pressão, P_{oxid} , do diâmetro do tanque, $D_{tq,oxid}$, e da tensão de escoamento, σ , do material empregado. Para este cálculo foi considerada uma margem de 10% de tolerância de sobrepressão:

$$e_{tq,oxid} = 1,1 \frac{P_{oxid} D_{tq,oxid}}{2\sigma_{oxid}} \quad (2.38)$$

Conhecendo-se V_{oxid} e $e_{tq,oxid}$ podem ser calculadas as demais medidas do tanque de oxidante. Foram consideradas duas configurações para os tanques:

- i) um tanque cilíndrico de comprimento $L_{c,tq,oxid}$, com duas calotas semi-

esféricas nas extremidades, com diâmetro externo $D_{e,tq,oxid}$, gerando um tanque com comprimento total $L_{tq,oxid}$, como mostra a equação 2.40, ou ii) um tanque totalmente esférico de diâmetro externo $D_{e,tq,oxid}$, mostrado na equação 2.42 e em ambos a massa do tanque será $m_{tq,oxid}$. As duas possíveis configurações podem ser vistas na Figura 2.2.

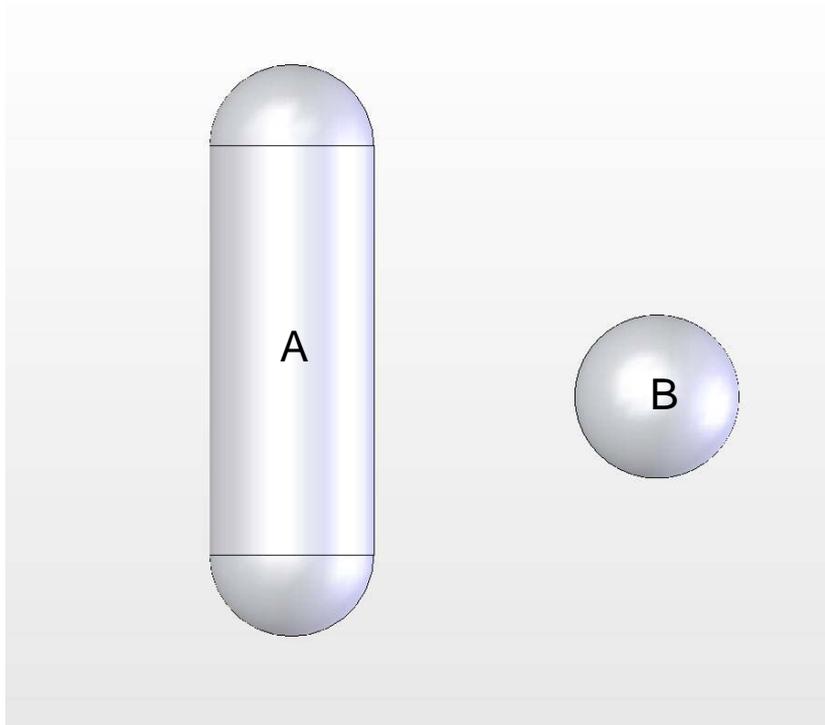


Figura 2.2 - (A) Tanque cilíndrico com extremidades esféricas (B) Tanque esférico

O comprimento de um tanque cilíndrico de oxidante com calotas esféricas é

$$L_{tq,oxid} = L_{c,tq,oxid} + D_{e,tq,oxid} = 4 \left(\frac{V_{oxid} - \pi / 6 D_{i,tq,oxid}^3}{\pi D_{i,tq,oxid}^2} \right) + D_{e,tq,oxid} \quad (2.40)$$

e a sua massa fica

$$m_{tq,oxid} = \rho_{tq,oxid} \pi \left[\frac{1}{6} (D_{e,tq,oxid}^3 - D_{i,tq,oxid}^3) + \frac{1}{4} (D_{e,tq,oxid}^2 - D_{i,tq,oxid}^2) L_{c,tq,oxid} \right] \quad (2.41)$$

No caso de um tanque esférico de oxidante, tem-se

$$m_{tq,oxid} = \rho_{tq,oxid} \frac{\pi}{6} (D_{e,tq,oxid}^3 - D_{i,tq,oxid}^3) \quad (2.42)$$

Para uma análise preliminar considerou-se o gás hélio como pressurizante a uma pressão de 200 atm. A massa de pressurizante necessária para esgotar o tanque de oxidante foi obtida pela relação:

$$m_{press} = \frac{P_{oxid} V_{oxid}}{R_{press} T_{oxid}} \left(\frac{k_{He}}{1 - P_g / P_{in,press}} \right) \quad (2.43)$$

onde k_{He} = razão de calores específicos do hélio, $k_{He} = 1,666$

P_g = pressão instantânea no tanque de oxidante, admitida igual a P_{oxid}

$P_{in,press}$ = pressão inicial no tanque de pressurizante

$R_{press} = 8314/4 \text{ Nm/kgK}$

Admitindo o hélio pressurizado como gás ideal, obteve-se seu volume, V_{press} , pela equação do gás perfeito.

O diâmetro interno do tanque esférico de pressurizante é obtido de

$$D_{i,tq,press} = \left(\frac{6V_{press}}{\pi} \right)^{1/3} \quad (2.44)$$

onde V_{press} é o volume de pressurizante a uma pressão P_{press} . Conseqüentemente, a espessura do tanque, $e_{tq,press}$ e o diâmetro externo $D_{e,tq,press}$ são obtidos:

$$e_{tq,press} = \frac{1,1P_{press} D_{i,tq,press}}{2\sigma} \quad (2.45)$$

$$D_{e,tq,press} = D_{i,tq,press} + 2e_{tq,press} = \left(\frac{6V_{press}}{\pi} \right)^{1/3} + \frac{1,1P_{press} D_{i,tq,press}}{2\sigma} \quad (2.46)$$

A massa de um tanque esférico de pressurizante é dada por:

$$m_{tq,press} = \frac{\pi(D_{e,tq,press}^3 - D_{i,tq,press}^3)}{6} \rho_{tq,press} \quad (2.47)$$

onde $\rho_{tq,press}$ é a densidade do material empregado na confecção do tanque.

O motor referido nesta seção será, de forma simplificada, composto pelo invólucro (case) do grão de parafina e a tubeira.

O cálculo da massa do “case” é uma função da geometria do grão de parafina tal como seu diâmetro interno D_{ig} , o diâmetro externo D_{eg} e o comprimento do grão L_g , dados pelas fórmulas a seguir:

$$D_{ig} = \sqrt{\frac{4\dot{m}_{oxid}}{\pi G_{oxid}}} \quad (2.48)$$

$$D_{eg} = \left[\frac{a}{1000} (4n+2) \left(\frac{4\dot{m}_{oxid}}{\pi} \right)^n t_q + D_{ig}^{2n+1} \right]^{\frac{1}{2n+1}} \quad (2.49)$$

$$L_g = \frac{4m_{comb}}{\rho_{comb}\pi(D_{eg}^2 - D_{ig}^2)} \quad (2.50)$$

A área da tubeira A_t e o seu diâmetro D_t são calculados a partir dos parâmetros da combustão e da pressão de câmara escolhida:

$$A_t = \frac{\dot{m}_{prop} \sqrt{\gamma T_c R}}{\sqrt{\left[\frac{2}{\gamma+1} \right]^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} P_c^\gamma}} \quad (2.51)$$

$$D_t = \sqrt{\frac{4A_t}{\pi}} \quad (2.52)$$

A razão de áreas ε é uma função tanto dos parâmetros referentes à combustão quanto ao ajuste que será dado ao motor.

$$\frac{1}{\varepsilon} = \frac{A_t}{A_s} = \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \left(\frac{P_s}{P_c}\right)^{\frac{1}{\gamma}} \sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{P_s}{P_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]} \quad (2.53)$$

Para o cálculo da massa da tubeira foi utilizada uma relação empírica encontrada em Humble et al. (1995) para tubeiras de motores híbridos:

$$M_{tub} = 125 \left(\frac{m_{prop}}{5400}\right)^{2/3} \left(\frac{\varepsilon}{10}\right)^{1/4} \quad (2.54)$$

O comprimento da tubeira é calculado por:

$$L_{tub} = \frac{D_{eg} - D_t}{2tg\theta_C} + \frac{D_s - D_t}{2tg\theta_D} \quad (2.55)$$

A equação 2.55 é válida admitindo-se que a seção convergente tenha um diâmetro inicial igual ao diâmetro externo do grão.

Conhecidas as características geométricas do motor e dos tanques foi possível então estimar a massa da fuselagem do veículo, uma vez que esta, tem essencialmente o comprimento aproximado da soma dos comprimentos dos dispositivos até agora calculados acrescidos das medidas referentes aos sistemas de controle e linhas de alimentação dentre outros sistemas menores.

Foi acrescida aos cálculos da massa da fuselagem uma tolerância de 10% no comprimento total, que serão destinados aos dispositivos não discriminados neste trabalho.

O comprimento da fuselagem é dado por:

$$L_{fus} = 1,1(L_g + L_{tub} + L_{tq,oxid} + L_{tq,pres}) \quad (2.56)$$

A espessura da fuselagem e , portanto, o diâmetro externo da fuselagem, depende da tensão de escoamento do material e da força aplicada sobre a fuselagem:

$$D_{e,fus} = \left[D_{i,fus}^2 + \frac{4(F + W_0)}{\pi\sigma_L} \right]^{1/2} \quad (2.57)$$

onde σ_L é o módulo de elasticidade do material da fuselagem. Esta fórmula conduz a uma espessura muito pequena, então considerou-se uma espessura de 2 mm para a fuselagem em todos os estágios.

Com o diâmetro interno determinado em função do diâmetro externo estipulado, como dado de entrada, a massa da fuselagem pode ser obtida.

$$m_{fus} = \frac{\pi(D_{e,fus}^2 - D_{i,fus}^2)}{4} L_{fus} \rho_{fus} \quad (2.58)$$

2.2 MONTAGEM EXPERIMENTAL

2.2.1 Cálculos para o projeto do motor

Para determinação dos parâmetros experimentais de desempenho para o emprego de H_2O_2 /Parafina como propelentes, foi projetado um motor híbrido com empuxo de 100 N, ajustado para a altitude do laboratório (~500 m), empregando um grão de parafina mono-perfurado.

O cálculo deste motor foi feito admitindo que:

- $P_a = 0,9416$ atm ($h \approx 500$ m)
- Pressão de câmara $P_c = 20$ atm
- H_2O_2 a 80%
- $F = 100$ N
- $I_{sp} = 217$ s (ajustado ao nível do laboratório), $\epsilon = 3.8$

- Tubo de PVC com $\varnothing_i = 70$ mm, isto é, o diâmetro externo do grão propelente será de 70 mm

Com os dados acima foi calculada a vazão mássica teórica de propelentes necessária para gerar 100N de empuxo:

$$\dot{m}_{prop} = \frac{F}{I_{sp} g_o} = \frac{100}{217 \times 9,80665} = 0,047 \text{ kg/s} = 47 \text{ g/s} \quad (2.59)$$

O par propelente H₂O₂/parafina tem impulso específico teórico máximo em O/C = 8,5 como mostra a Figura 2.3, portanto, o grão propelente de parafina foi projetado de forma que este O/C máximo fosse alcançado em algum instante intermediário da queima, visto que grãos mono-perfurados (com furo cilíndrico) possuem uma área de queima variável, resultando em O/C também variável.

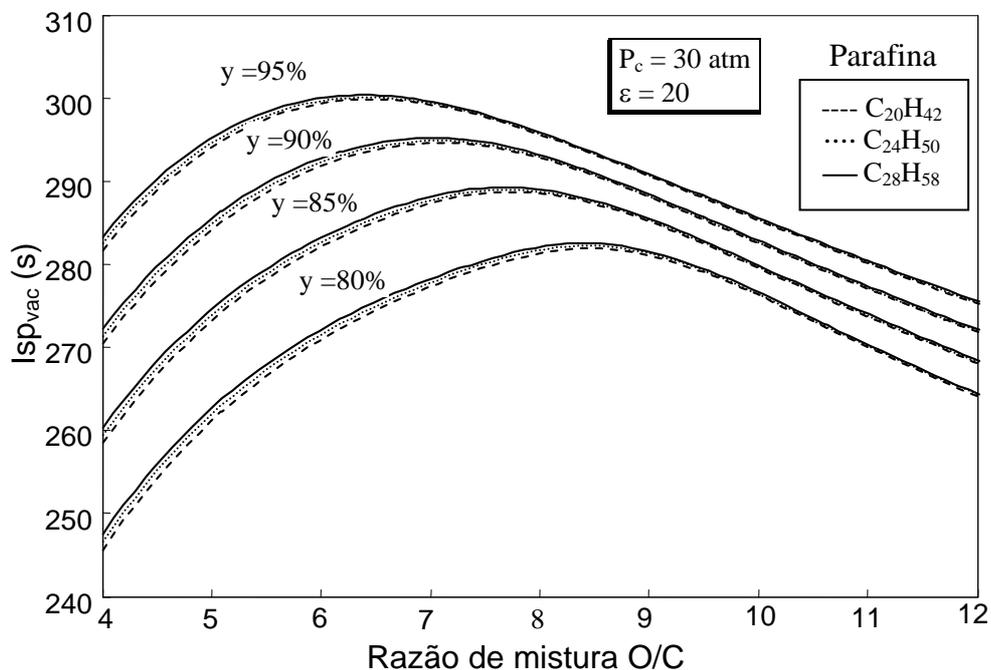


Figura 2.3 – Impulso específico no vácuo, $I_{sp_{vac}}$, do H₂O₂ queimando com parafina, versus razão O/C em massa, para diferentes parafinas e concentrações do H₂O₂.

Conhecida a vazão total de propelentes e a razão O/C podem ser calculadas as vazões mássicas de oxidante e combustível:

$$\dot{m}_{fuel} = \frac{\dot{m}_{prop}}{O/C+1} = \frac{47}{9,5} = 4,94 \text{ g/s} \quad (2.60)$$

$$\dot{m}_{oxid} = \dot{m}_{prop} - \dot{m}_{fuel} = 47 - 4,94 = 42,06 \text{ g/s} \quad (2.61)$$

A taxa de regressão da parafina é ajustada experimentalmente pela expressão

$$\dot{r}_c = a G_{oxid}^n \quad (2.62)$$

onde a e n são constantes do par propelente e

$$G_{ox} = \frac{4\dot{m}_{oxid}}{\pi D_{ig}^2(t)} \quad (2.63)$$

é a vazão mássica de oxidante por unidade de área passando pela porta do grão.

As constantes da taxas de regressão da parafina foram determinadas por Brown e Lydon (2005) para a queima com H_2O_2 a 84%. Estas constantes foram utilizadas para o projeto preliminar:

$$a = 0.0344 \frac{mm}{s} \left[\frac{m^2 s}{kg} \right]^n$$

$$n = 0.9593 \text{ (adimensional)}$$

Conhecidas as constantes da taxa de regressão, a vazão em massa de oxidante e o diâmetro interno inicial do grão, D_{ig} , obtém-se a seguinte expressão para o diâmetro interno (ou diâmetro da porta) instantâneo do grão:

$$D_{ig}(t) = \left[\frac{a}{1000} (4n+2) \left(\frac{4n}{\pi} \right)^n t + D_{ig}^{2n+1}(0) \right]^{1/(2n+1)} \quad (2.64)$$

Portanto, especificando-se o tempo de queima e o diâmetro externo do grão propelente como 70 mm, pode-se calcular o diâmetro inicial da porta do grão, usando-se a Equação 2.64.

O gráfico 2.4 mostra o diâmetro interno inicial do grão versus o tempo total de queima para diferentes razões de mistura O/C, considerando um grão de parafina com diâmetro externo de 70 mm. Com estas informações obteve-se um diâmetro interno inicial do grão de 62,4 mm para um tiro de 10 s de duração, para O/C igual a 8,5.

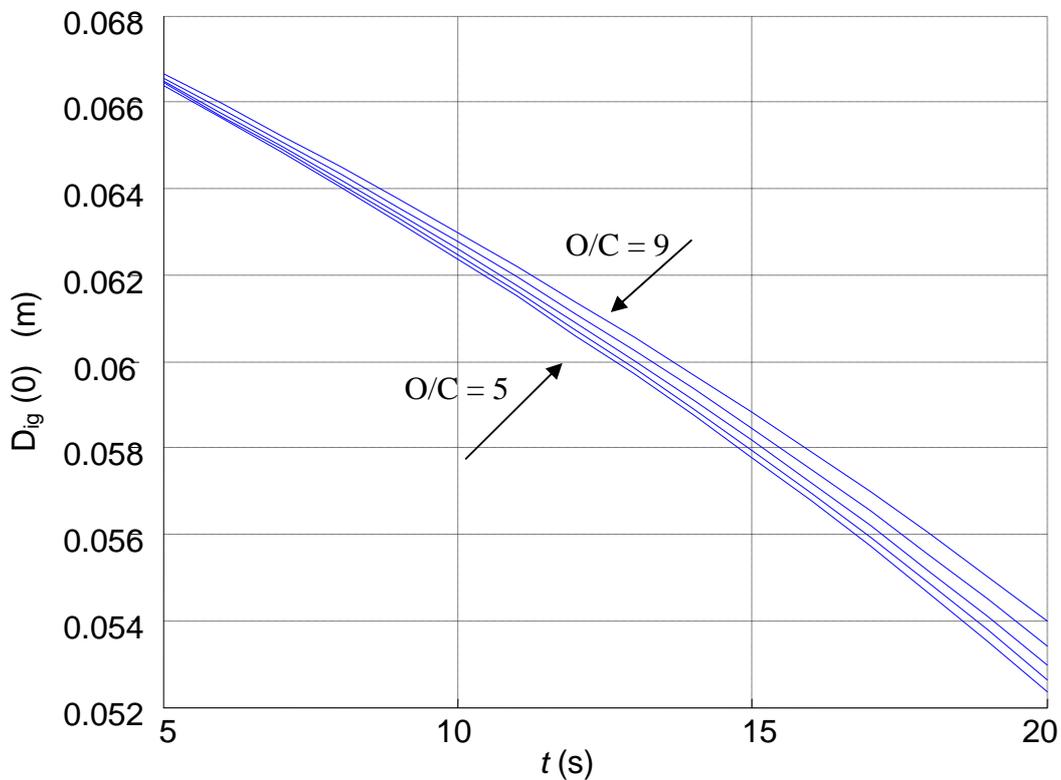


Figura 2.4 - Diâmetro interno inicial do grão de parafina, $D_{ig}(0)$, em função do tempo total de queima, t_q , com $D_{eg} = 70$ mm.

Estes dados indicam a espessura (*web thickness*) que o grão deve ter, para satisfazer o tempo de queima total em uma queima com razão O/C constante.

No entanto, para simplificar o controle do sistema, fixou-se a vazão mássica de oxidante, o que tornou O/C variável com o passar do tempo, visto que apesar de \dot{m}_{oxid} se manter constante, \dot{m}_{comb} é variável no tempo como se pode verificar pela equação:

$$O/C = \frac{\dot{m}_{oxid}}{\dot{m}_{fuel}} = \frac{\dot{m}_{oxid}}{\rho A_q} = \frac{\dot{m}_{oxid}}{\rho a \left(\frac{4\dot{m}_{oxid}}{\pi D_{ig}^2(t)} \right)^n \pi L_g D_{ig}(t)} \quad (2.65)$$

onde A_q é a área de queima. Observando a equação 2.65, a razão O/C, e portanto, o desempenho do motor é uma função do comprimento L_g do grão. O comprimento deve ser obtido de forma a obter-se um desempenho específico desejado, em um dado instante, haja vista que a razão O/C máxima será alcançada em apenas um dado momento para o caso de um grão mono-perfurado cilíndrico.

Para reduzir a variação no Isp pode-se estabelecer que a razão O/C ideal seja obtida no instante em que o diâmetro interno do grão atingir o diâmetro médio inicial do grão, fornecendo assim a seguinte expressão para o comprimento do grão:

$$L_g = \frac{\dot{m}_{oxid}}{\left(\frac{O}{C} \right)_{ideal} \pi \rho_{comb} \left(\frac{\dot{m}_{oxid}}{1000} \right) D_{especificado}} \quad (2.66)$$

A Figura 2.5 mostra a variação da razão O/C caso o diâmetro interno do grão para dar O/C ideal fosse igual ao diâmetro externo, médio e interno do grão em $t = 0$. Para $D_{eg} = 70\text{mm}$ e $D_{ig}(0) = 62,4\text{ mm}$, tem-se $D_{med} = (70+62,4)/2 = 66,2\text{ mm}$, e assim o comprimento do grão que irá satisfazer $O/C = 8,5$ em D_{med} será de $L_g = 82,3\text{ mm}$ e a variação de O/C teria a forma apresentada na Figura 2.5.

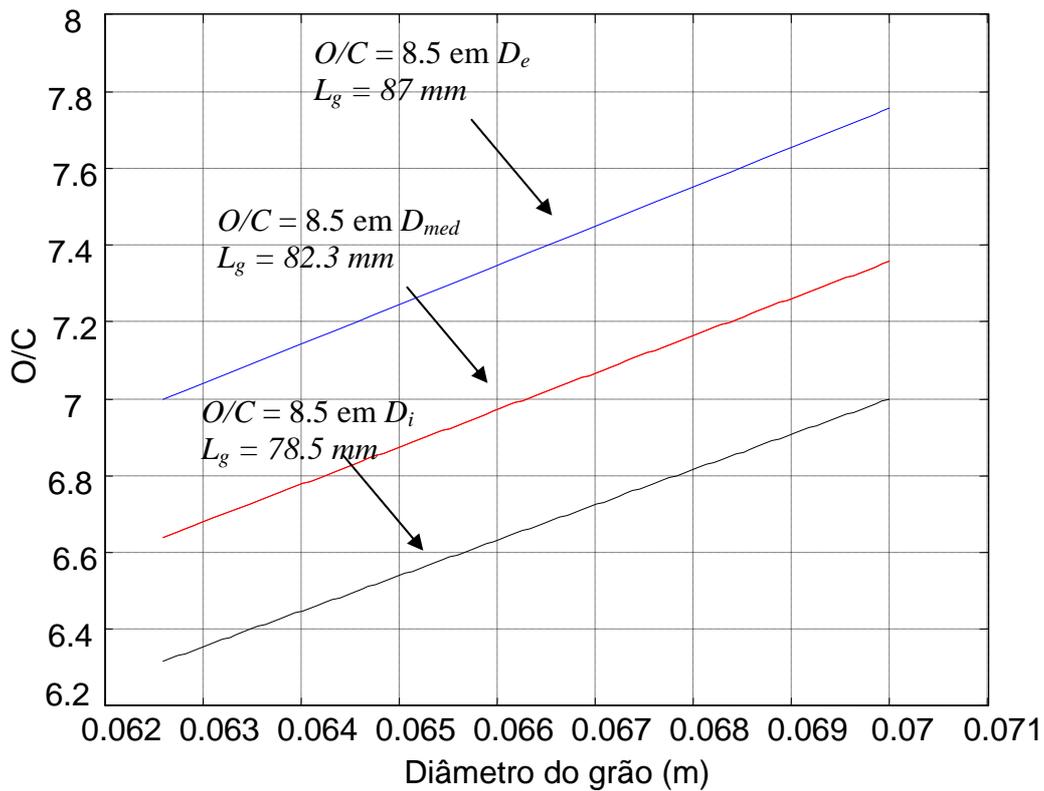


Figura 2.5 – Variação na razão combustível/oxidante versus o diâmetro interno do grão, D_{ig} , para diferentes comprimentos do grão, considerando $D_{ig}(0) = 0,0624$ m.

A Figura 2.6 mostra um esquema do grão projetado considerando O/C máximo para D_{med} .

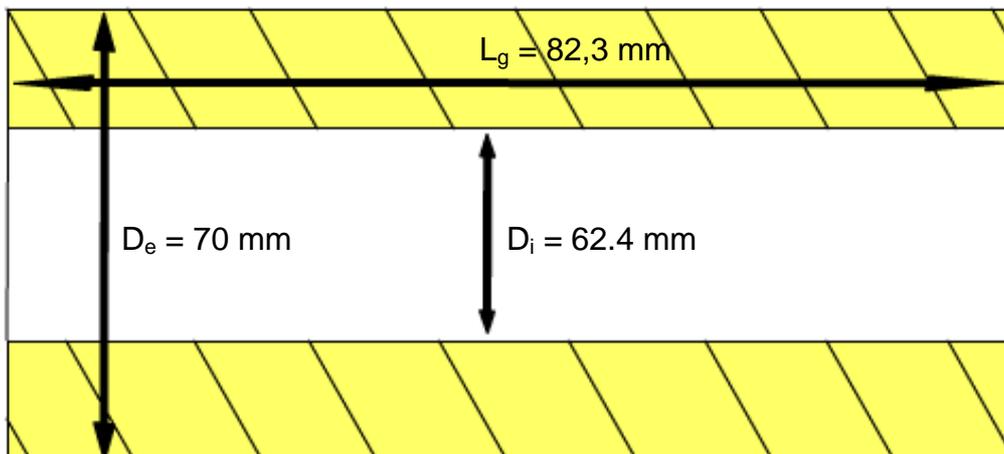


Figura 2.6 – Configuração do grão de parafina.

2.2.2 Projeto do Motor

A partir dos resultados obtidos na seção anterior foi possível iniciar o projeto do motor.

Devido à compatibilidade com o oxidante, foram utilizados materiais como aço inox, alumínio e teflon na feitura do motor, de forma que possíveis vazamentos de peróxido de hidrogênio não viessem a acarretar corrosões e portanto falhas na vedação. Materiais como cobre, latão, níquel e ferro, dentre outros, não devem ser utilizados em sistemas que trabalham com peróxido de hidrogênio, por serem agentes decompositores.

Nesta seção serão apresentados aspectos gerais do projeto. Detalhes referentes aos componentes e sistemas utilizados são apresentados no Apêndice D.

Na Figura 2.7 se tem a visão externa do motor de 100 N que foi projetado neste trabalho. O motor foi dividido em módulos, de forma que modificações ou reparos pudessem ser feitos sem grandes dificuldades, apenas retirando ou modificando algum dos módulos que são unidos através de flanges e vedados por anéis de vedação (*O'ring*) em alumínio ou teflon.



Figura 2.7 – Visão externa do motor de 100N.

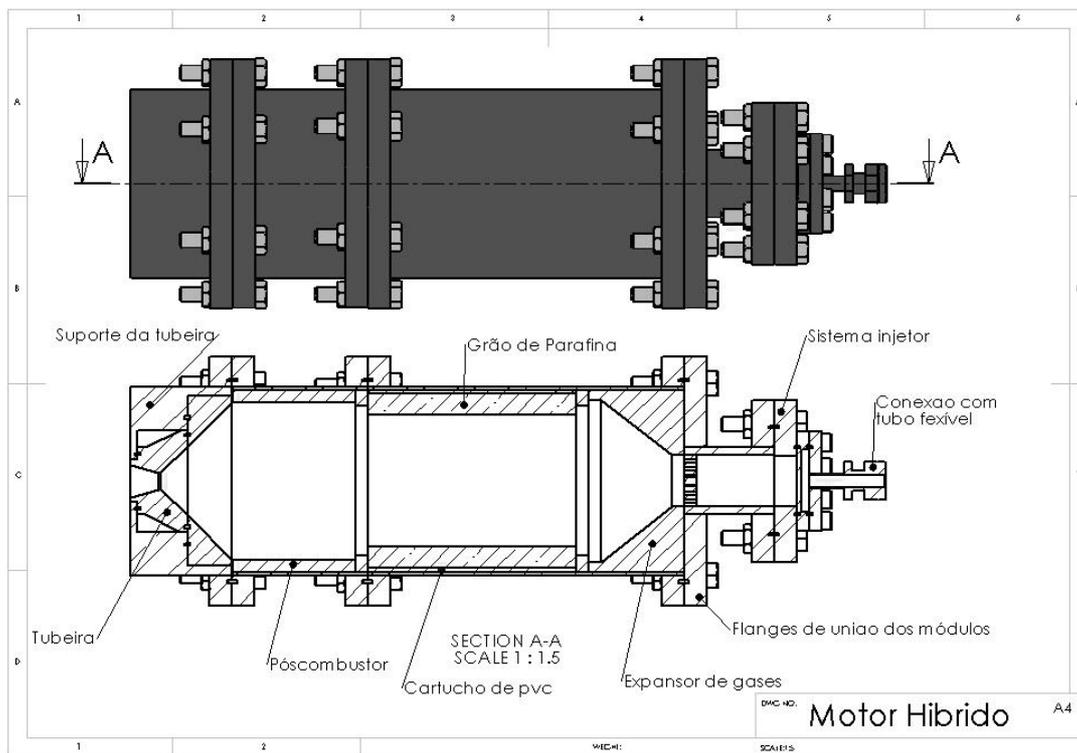


Figura 2.8 – Vista da seção lateral do motor e descrição de alguns dispositivos.

2.2.2.1 Leito catalítico

Foram escolhidos para o leito catalítico 2 módulos feitos com tubos de 20,5 mm de diâmetro interno, com comprimentos de 1” e 2”. Estes módulos são unidos ao injetor, ou entre si se necessário for, através de flanges e vedados por anéis de alumínio. Cada flange deste leito possui seis furos para que sejam colocados parafusos de fixação do tipo M6 em aço inox.

A figura 2.9 mostra o leito catalítico com seus flanges e os dois módulos simultaneamente. Dependendo da necessidade de material catalisador apenas um dos módulos deve ser utilizado.

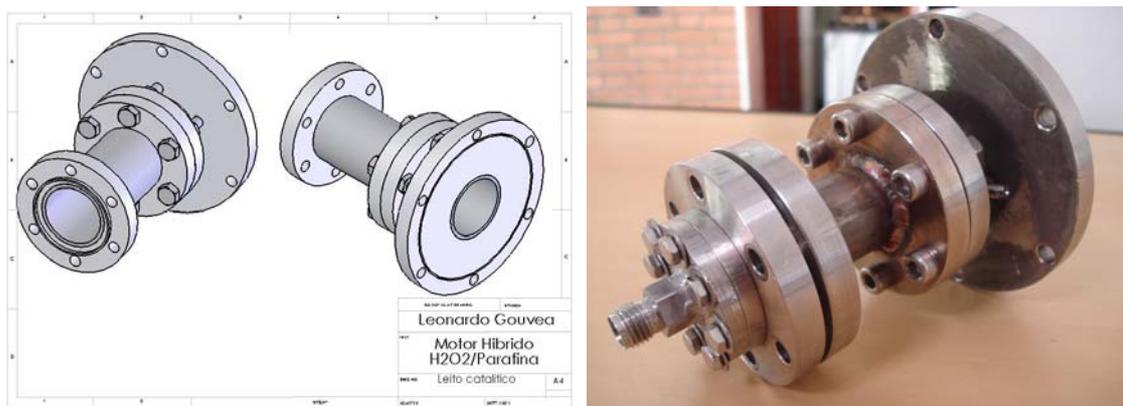


Figura 2.9 – Leito catalítico confeccionado em aço inox.

2.2.2.2 Tubeira

Com o objetivo de tornar o sistema mais flexível, para facilitar a substituição da tubeira, foi projetado um inserto removível, fixado por um suporte que é unido ao restante do motor por flanges vedados por anéis de alumínio.

Este suporte contém um canal que possibilita uma eventual refrigeração em testes de longa duração, através da passagem de fluido refrigerante, como pode ser visto na figura 2.10.

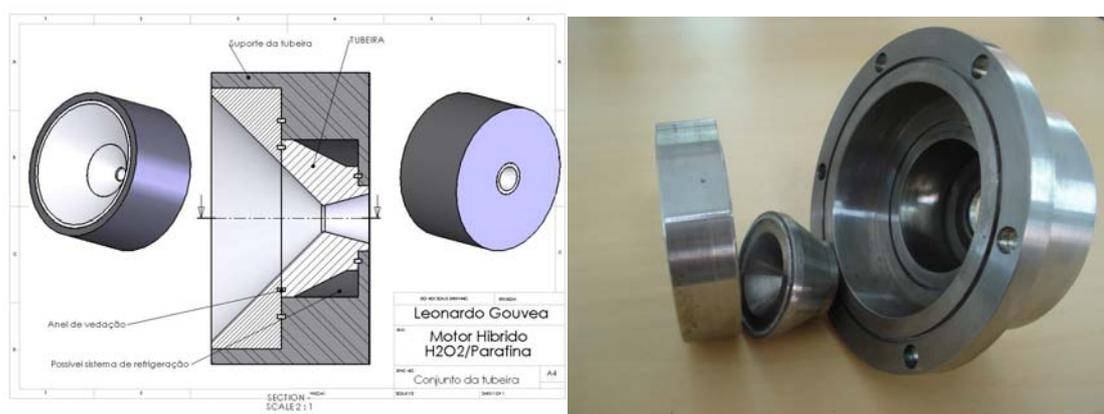


Figura 2.10 – Conjunto que compõe o sistema de ejeção de gases.

Como mencionado anteriormente, a tubeira é dimensionada de forma que esteja ajustada à pressão ambiente na altitude do laboratório. Usando-se

$$P_c = 20 \text{ atm}$$

$$P_e = 0,9416 \text{ atm}$$

$$\dot{m}_{prop} = 47 \text{ g/s}$$

$$\gamma = 1.195$$

$$C^* = 1506 \text{ m/s}$$

calculou-se a razão de expansão da tubeira:

$$\varepsilon = 3.8$$

e obteve-se

$$A_t = \frac{C^* \dot{m}_{prop}}{P_c} = \frac{1506(0,0047)}{20(101325)} = 0,000034928 \text{ m}^2 \quad (2.67)$$

$$D_t = \sqrt{\frac{4A_t}{\pi}} = 0,00667 \text{ m} = 6,67 \text{ mm} \quad (2.68)$$

$$A_s = A_t \varepsilon = 0,000034928(3.75) = 0,000133 \text{ m}^2 \quad (2.69)$$

$$D_s = \sqrt{\frac{4A_s}{\pi}} = 0,0129 \text{ m} = 12,9 \text{ mm} \quad (2.70)$$

Fez-se necessário ainda, arbitrar os ângulos de convergência e divergência da tubeira, conforme o esquema da Figura 2.11, e determinar o seu comprimento pelas equações:

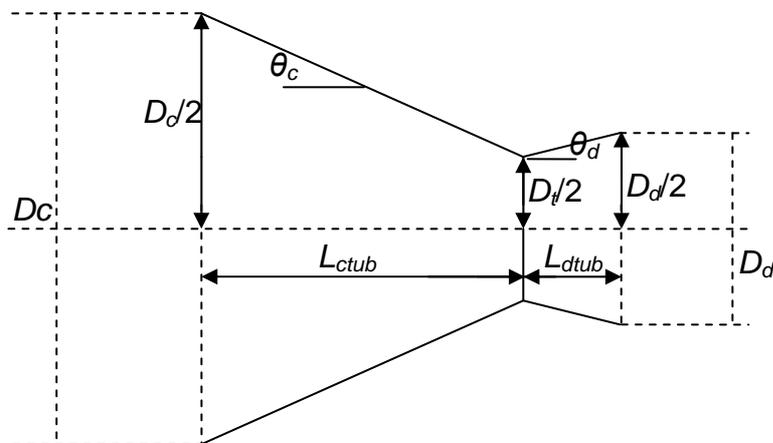


Figura 2.11 – Esquema de uma tubeira cônica

$$L_{d,tub} = \frac{D_d - D_t}{2 \tan \theta_d} \quad (2.71a)$$

$$L_{c,tub} = \frac{D_c - D_t}{2 \tan \theta_c} \quad (2.71b)$$

Para este projeto escolheram-se um ângulo de convergência $\theta_c = 30^\circ$, ângulo de divergência $\theta_d = 15^\circ$, o início da seção convergente igual ao diâmetro externo do grão, $\varnothing_c = 70$ mm, $\varnothing_d = 12,9$ mm e $\varnothing_t = 6,67$ mm, resultando em:

$$L_{c,tub} = 54,8 \text{ mm}$$

$$L_{d,tub} = 11,63 \text{ mm}$$

2.2.2.3 Expansor dos gases gerados no leito catalítico

O peróxido de hidrogênio ao passar pelo leito catalítico preenchido com um agente catalisador, sofre um processo de decomposição catalítica gerando uma mistura de H₂O e O₂ a altas temperaturas, que é levada à câmara de combustão onde se encontra o grão de parafina. Para reduzir gradativamente a velocidade dos gases na saída do catalisador, colocou-se um expansor na saída do leito catalítico, conforme visto na Figura 2.12.

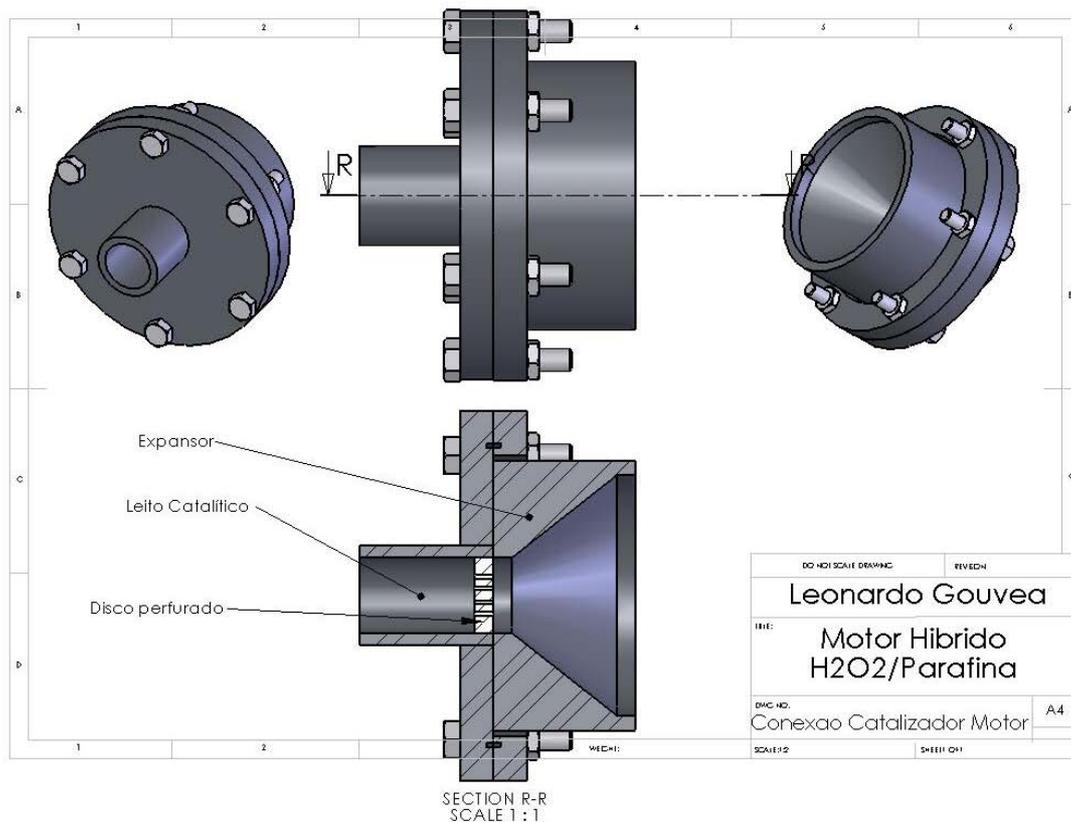


Figura 2.12 – Conjunto que compõe o sistema de expansão dos gases gerados pela decomposição catalíticas do peróxido de hidrogênio.

2.2.2.4 Cartucho de PVC

Um tubo de PVC foi utilizado como cartucho do grão de parafina com o propósito de servir como “*liner*”, de forma que o motor pudesse ser realimentado com simplicidade.

Baseado nas medidas da câmara de combustão, foi usado um tubo de água fria de PVC MARRON, nas especificações da Tabela 2.3, e conforme esquema da Figura 2.13.

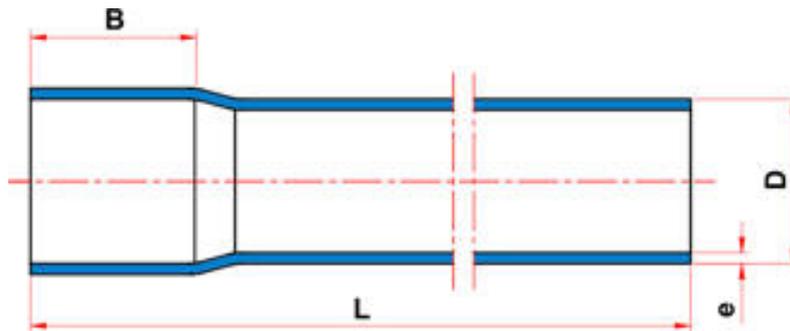


Figura 2.13 – Desenho esquemático do tubo de PVC comercial.
Fonte: Tigre (2005)

Tabela 2.3- Cotas referentes à figura 4.10

Cotas	Valores (mm)
B	70
D	75
L	6000
e	4,2

Fonte: Tigre (2005)

O tubo de PVC foi usinado, para ser encaixado no motor, retirando-se 2 mm do diâmetro externo do PVC e 3.4 mm do diâmetro interno, ficando com 73 mm de diâmetro externo e 70 mm de diâmetro interno como mostrado na figura 2.14.

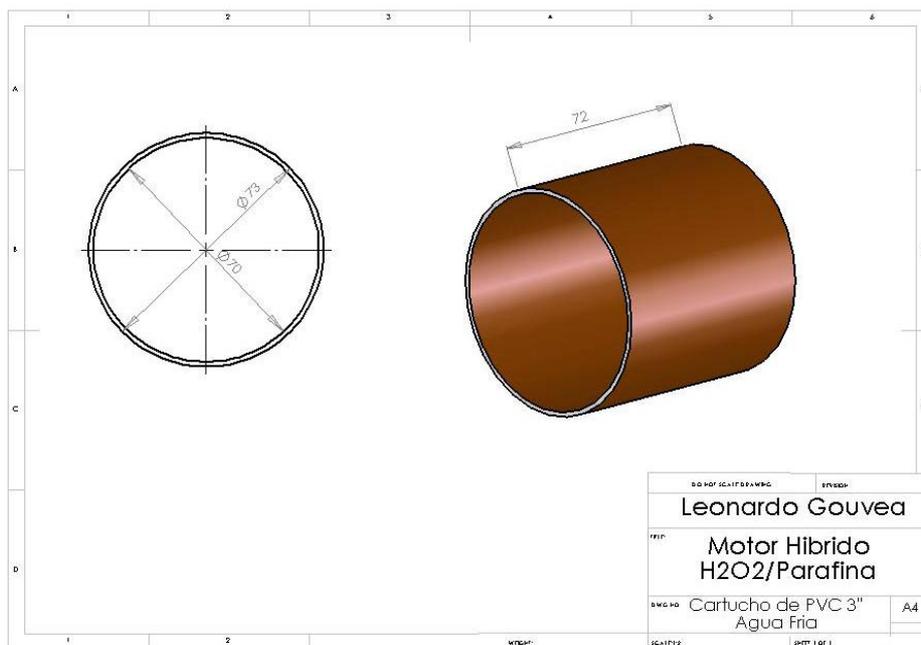


Figura 2.14 –Tubo de PVC utilizado como cartucho pra o grão de parafina.

2.2.2.5 Pós-combustor / Suporte

O pós-combustor tem por objetivo aumentar o tempo de residência do propelente dentro da câmara de combustão visando a combustão da parafina, na maior quantidade possível, evitando assim que sejam ejetadas partículas líquidas pela tubeira, diminuindo a eficiência e modificando a performance do motor.

O pós-combustor, na Figura 2.15, serviu também como suporte para evitar que o grão se deslocasse longitudinalmente durante o tiro, sendo comprimido entre o grão e a tubeira.

Na Figura 2.16, é apresentada a disposição do expansor, do grão e do pós-combustor dentro do motor.



Figura 2.15 – Pós-combustor.

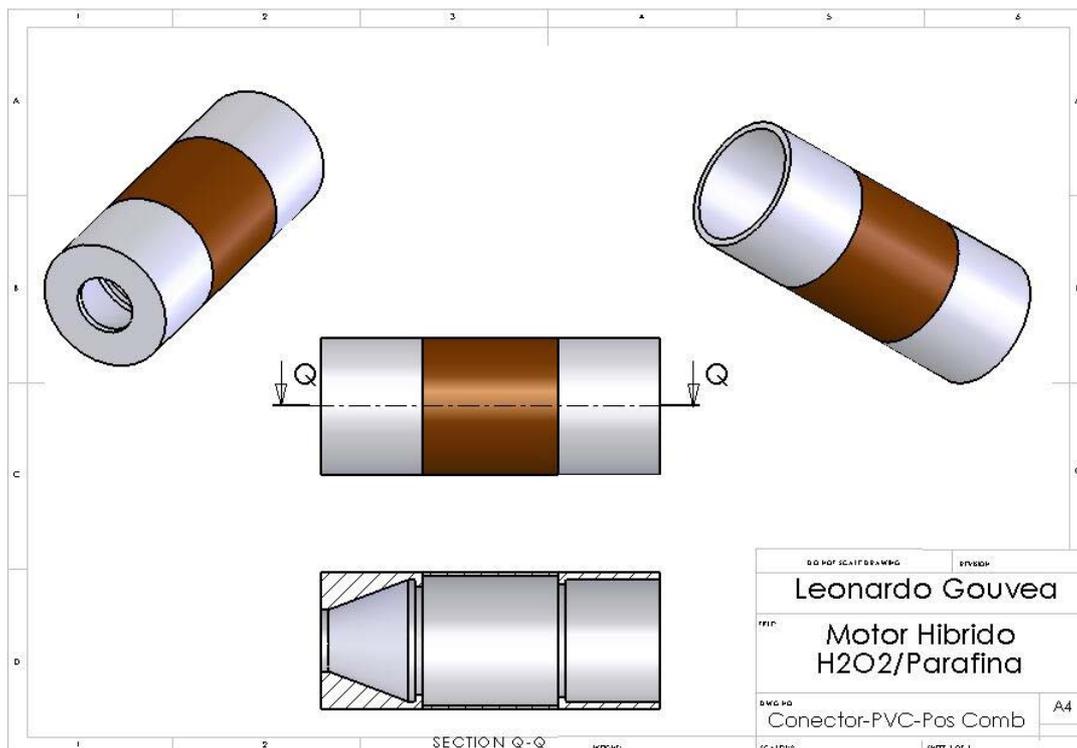


Figura 2.16 – Esquema da montagem do expander de gases, cartucho de PVC e pós-combustor.

2.2.2.6 Concentração do Peróxido de Hidrogênio

O peróxido de hidrogênio em concentrações acima de 70% é de difícil obtenção, mesmo em países como Estados Unidos ou Inglaterra, onde o emprego desse produto como propelente é mais comum. No Brasil, poucas empresas trabalham com peróxido de hidrogênio acima de 50%, sendo que a companhia Peróxidos do Brasil Ltda fornece peróxido de hidrogênio a cerca de 70%.

Foram testados diferentes processos de concentração a partir do peróxido de hidrogênio em torno de 70%, verificando-se apenas um bom desempenho com o processo de evaporação a temperatura constante.

Existem diversos métodos para concentrar o peróxido de hidrogênio, tais como, evaporação, destilação em vácuo (frio e quente), cristalização fracionada, “*sparging*” e adição de produtos químicos para retirar água da solução.

Através do método da evaporação, foram obtidas concentrações de até 86%, porém, para chegar a este ponto, o peróxido de hidrogênio foi aquecido até uma temperatura de 60°C, o que torna o processo mais perigoso, pois em caso de decomposição acidental a temperatura tem influência direta na velocidade de mesma. Para evitar que vapor de peróxido se acumulasse no béquer e estivesse susceptível a explosões, utilizou-se um exaustor de ar com o béquer dentro de uma capela.

Segundo Walter (1954), peróxido de hidrogênio com concentrações de até 82% não são explosivos e nem detonáveis, porém segundo Williams et al. (2004), em concentrações acima de 85%, este peróxido pode ter poder explosivo semelhante ao trinitrotolueno (TNT) e sensibilidade a choques mecânicos semelhante à nitroglicerina. Davis Jr. et al. (1956) mostram que os vapores de peróxido de hidrogênio se tornam explosivos quando alcançam concentrações molares maiores de 26%, porém, este valor ocorreria apenas para soluções aquosas de peróxido de hidrogênio em concentrações acima de 90% aquecidas acima de 110 °C, o que está longe das condições a que foi submetido o peróxido de hidrogênio neste trabalho.

Más experiências ao redor do mundo, em grandes e pequenas escalas, levam muitas pessoas a temerem o poder destrutivo do peróxido de hidrogênio. Este perigo não foi ignorado, buscando-se seguir a orientação da literatura e a experiência de outras pessoas e deste autor. Para evitar riscos de acidentes, foram feitas experiências apenas com pequenas porções do produto, até que se tivesse a maior segurança possível no processo para se aumentar a quantidade.

Foram obtidas, com o processo de evaporação, concentrações que variaram entre 78 e 86 % do produto estabilizado.

Dentro de um béquer de dois litros, foram colocadas amostras de peróxido de hidrogênio a concentrações de 73% (de fábrica). O béquer foi então aquecido por um aquecedor blindado, a temperaturas que variavam de 40 a 70° C,

dependendo da amostra. Com este processo, cerca de 50% em massa da solução de peróxido de hidrogênio se perdia, sendo sua maioria água na forma de vapor, mas também H₂O₂.

O cálculo da concentração foi feita por meio da medida de densidade através da relação encontrada em Schumb et al. (1955).

$$\rho = a + by + cy^2 + dy^3; \quad (2.72)$$

onde *a*, *b*, *c* e *d* são coeficientes dados na Tabela 2.4, ρ é a densidade da solução na temperatura especificada e *y* é a concentração em massa de peróxido em valores de 0 a 1.

Pela Equação 2.72 e pela Tabela 2.4 puderam ser obtidos os dados de densidade versus temperatura e concentração contidos na Tabela 2.5.

Tabela 2.4 – Valores dos coeficientes da Equação 2.72 para o cálculo da densidade de uma solução aquosa de peróxido de hidrogênio .

Temp. °C	a	b	c	d
0	0,9998	0,39939	0,01758	0,05470
10	0,9997	0,36790	0,06208	0,02954
25	0,9970	0,34672	0,06995	0,02885
50	0,9880	0,31382	0,09402	0,01910
90	0,9612	0,27652	0,011956	0,00000

Fonte: Schumb et al. (1955)

Tabela 2.5 – Densidade (g/cm³) do H₂O₂ em diferentes concentrações e temperaturas.

Concentração %	40 °C	35 °C	30 °C	25 °C	20 °C
61	1,23215	1,23215	1,23661	1,24108	1,24536
62	1,23674	1,23674	1,24124	1,24573	1,25005
63	1,24137	1,24137	1,24589	1,25041	1,25477
64	1,24601	1,24601	1,25056	1,25512	1,25952
65	1,25069	1,25069	1,25527	1,25984	1,26429
66	1,25539	1,25539	1,25999	1,26460	1,26908
67	1,26011	1,26011	1,26475	1,26938	1,27390
68	1,26486	1,26486	1,26952	1,27419	1,27875

Tabela 2.5 - Conclusão

69	1,26964	1,26964	1,27433	1,27902	1,28362
70	1,27444	1,27444	1,27916	1,28388	1,28851
71	1,27927	1,27927	1,28402	1,28876	1,29343
72	1,28413	1,28413	1,28890	1,29367	1,29838
73	1,28901	1,28901	1,29381	1,29861	1,30335
74	1,29392	1,29392	1,29874	1,30357	1,30835
75	1,29886	1,29886	1,30371	1,30856	1,31337
76	1,30382	1,30382	1,30870	1,31357	1,31843
77	1,30881	1,30881	1,31372	1,31862	1,32350
78	1,31383	1,31383	1,31876	1,32369	1,32861
79	1,31888	1,31888	1,32383	1,32879	1,33374
80	1,32395	1,32395	1,32893	1,33392	1,33890
81	1,32905	1,32905	1,33406	1,33907	1,34409
82	1,33418	1,33418	1,33922	1,34425	1,34930
83	1,33934	1,33934	1,34440	1,34946	1,35455
84	1,34453	1,34453	1,34961	1,35470	1,35982
85	1,34974	1,34974	1,35486	1,35997	1,36512
86	1,35499	1,35499	1,36013	1,36526	1,37044
87	1,36026	1,36026	1,36542	1,37059	1,37580
88	1,36556	1,36556	1,37075	1,37594	1,38118
89	1,37089	1,37089	1,37611	1,38133	1,38659
90	1,37625	1,37625	1,38149	1,38674	1,39204
91	1,38164	1,38164	1,38691	1,39218	1,39751
92	1,38706	1,38706	1,39236	1,39765	1,40301
93	1,39251	1,39251	1,39783	1,40316	1,40854
94	1,39798	1,39798	1,40334	1,40869	1,41410
95	1,40349	1,40349	1,40887	1,41425	1,41969
96	1,40903	1,40903	1,41444	1,41984	1,42531
97	1,41460	1,41460	1,42003	1,42547	1,43095
98	1,42020	1,42020	1,42566	1,43112	1,43663
99	1,42583	1,42583	1,43132	1,4368	1,44235
100	1,43149	1,43149	1,43700	1,44252	1,44809

2.2.2.7 Produção dos grãos de parafina

A parafina utilizada neste trabalho estava originalmente sob a forma granulada, e portanto foi preciso derretê-la para que tomasse a geometria desejada. A parafina foi derretida em “banho maria”, como mostra a Figura 2.17, para acelerar o processo de derretimento visto que a água entra em contato com boa parte da parede do recipiente contendo a parafina, e evitar o aquecimento da parafina acima dos 100 °C.



Figura 2.17 – Derretimento da parafina granulada.

Depois de derretida, foi adicionado corante de cor preta a base de óleo à parafina para escurecê-la, visando reduzir o aquecimento interno do grão de propelente por radiação durante a queima.

Após a adição de corante, a parafina líquida era colocada em um molde com o cartucho de PVC dentro, e o conjunto levado para um torno mecânico onde girava a uma taxa de mil rotações por minuto por uma hora. Essa taxa de rotação permitia compactar a parafina nas paredes do molde, preenchendo o totalmente o comprimento do cartucho, e um furo era formado no centro, em consequência da contração de cerca de 10% da parafina durante o resfriamento. Na Figura 2.18 é mostrado o molde durante o resfriamento, na 2.19 o molde vazio e na Figura 2.20 os componentes do molde.

Diversos testes mostraram que para este molde, o processo de rotação deve durar pelo menos uma hora permitindo que a parafina se solidifique por completo, porém este período pode variar especialmente com o diâmetro do grão, e com a massa de parafina utilizada.

Após o período de rotação e resfriamento, o grão está pronto para ser usinado internamente, para obter-se o diâmetro interno na medida desejada como mostrado na Figura 2.21.

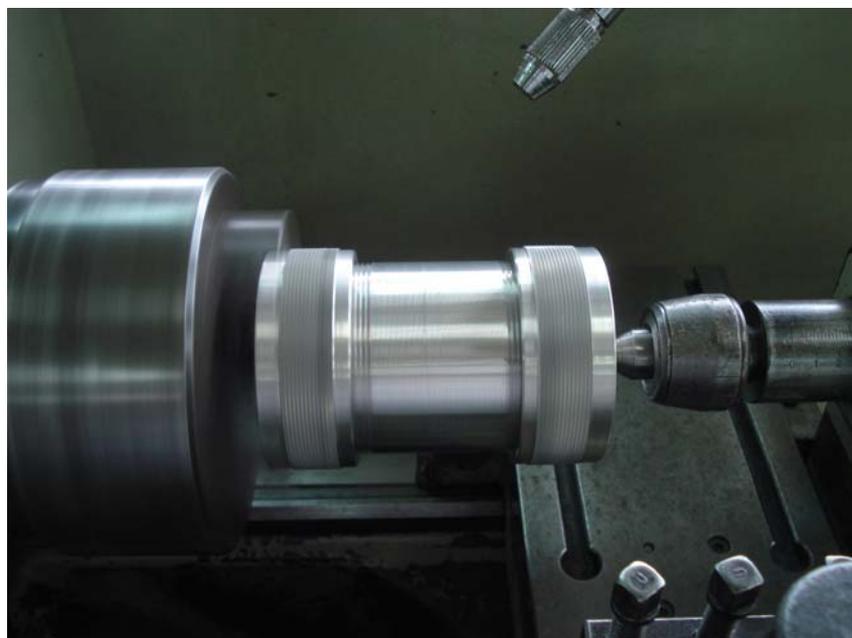


Figura 2.18 – Grão sendo preparado através da rotação do molde.



Figura 2.19 – Molde do grão.

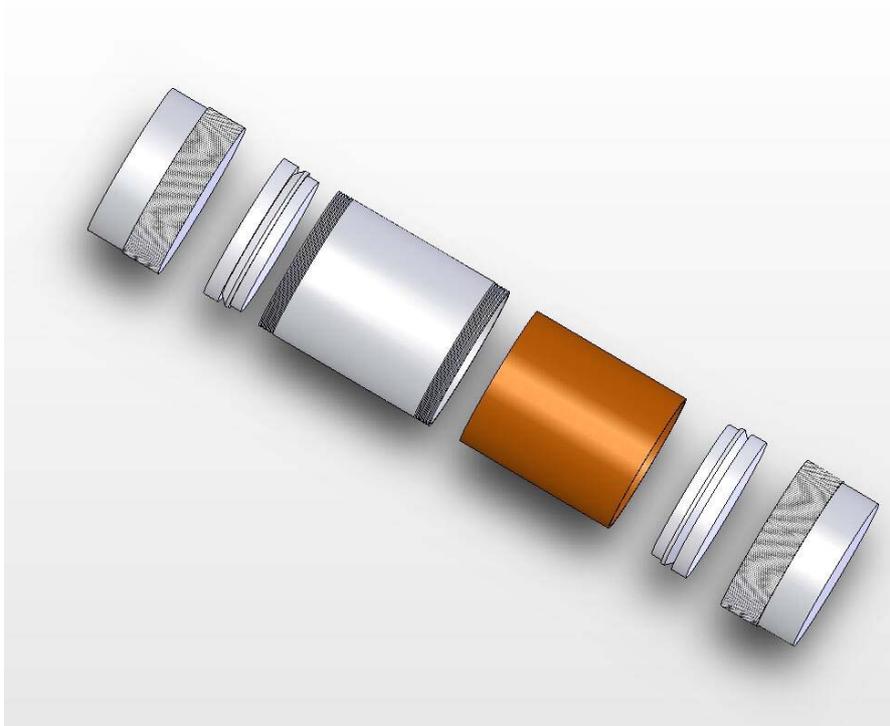


Figura 2.20 – Sistema de molde completo.



Figura 2.21 – Cartucho de PVC contendo o grão de parafina.

Outro processo utilizado neste trabalho foi o simples derramamento da parafina derretida no molde sem necessidade de rotação. Neste caso o molde foi

prolongado, ligando-o a outro tubo de PVC através de fita adesiva. Este prolongamento é necessário para que o grão tenha seu comprimento de projeto satisfeito, apesar da contração da parafina que ocorre durante o resfriamento. Após o resfriamento o tubo prolongador é retirado e o grão pode ser usinado como desejado. A Figura 2.22 mostra o sistema utilizado para este processo de confecção do grão.

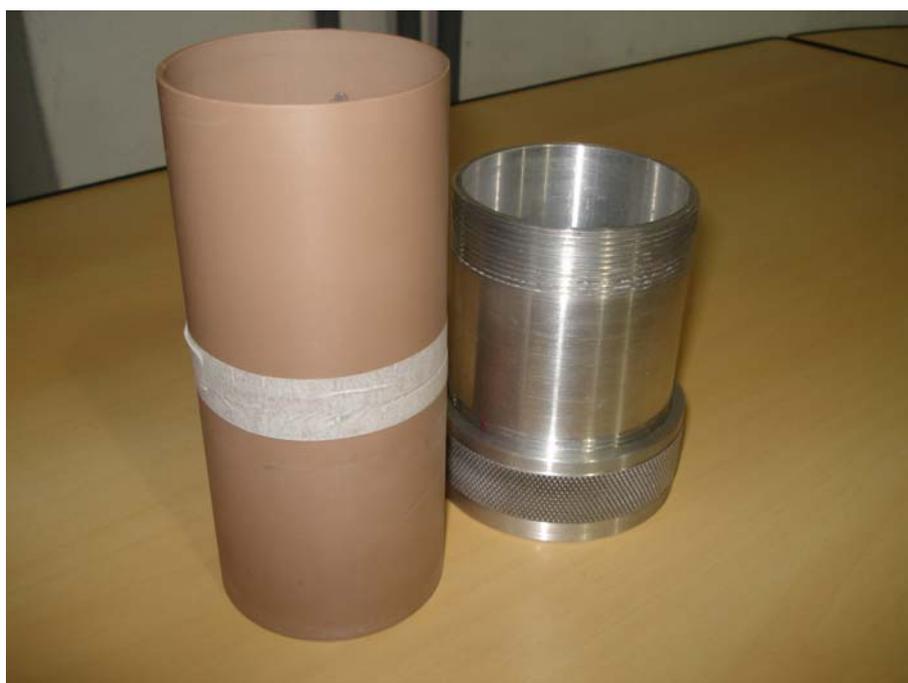


Figura 2.22 – Cartucho de PVC prolongado e o molde utilizado.

Deve-se notar que Salvador (2006) desenvolveu processo de diluição de negro de fumo à parafina. O negro de fumo aumenta a resistência mecânica do grão e a taxa de regressão do mesmo, além de inibir a transmissão de calor por efeitos radiativos.

2.2.2.8 Catalisador

Neste trabalho foram testados diferentes catalisadores, que empregaram prata, permanganato de potássio e nitrato de manganês.

O primeiro catalisador testado foi prata, depositada sobre telas de latão através do processo de galvanoplastia, onde íons metálicos são transferidos de uma

dada superfície sólida ou meio líquido, denominado eletrólito, para uma outra superfície.

A Figura 2.23 mostra a tela de latão antes e depois da deposição de prata. A tela utilizada tinha abertura de malha de 0,83 mm e fio com diâmetro de 0,58 mm.

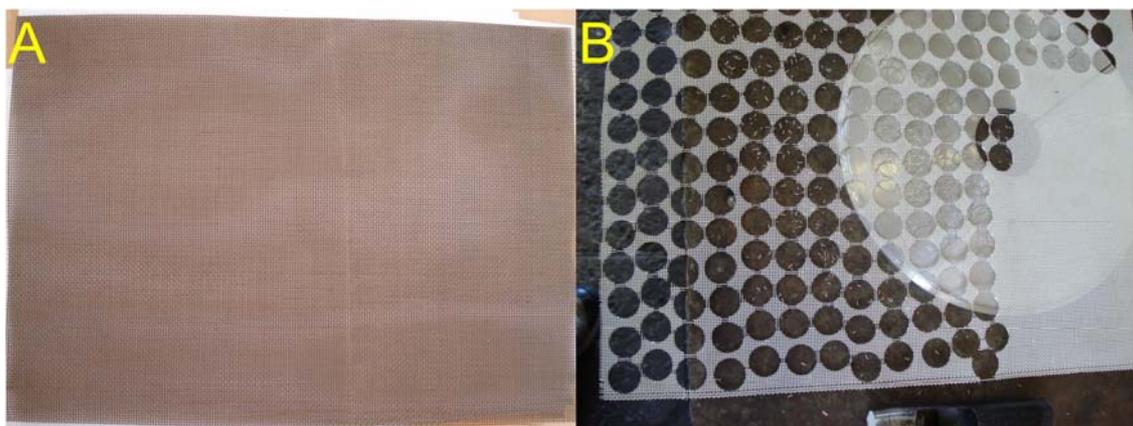


Figura 2.23 – Tela de latão sem tratamento (A), tela tratada e com discos já cortados (B)

Na Figura 2.23 (B), pode se ver a parte da tela onde já haviam sido cortados discos com 20 mm de diâmetro que foram colocados dentro do leito catalítico. Pelo fato de ser uma tela de latão, ou seja, um material relativamente mole, foi utilizado um vazador para couro, para cortar os discos, como mostrado na Figura 2.24.



Figura 2.24 – Vazador.

O segundo catalisador testado foi óxido de manganês obtido a partir de solução aquosa de permanganato de potássio depositado sobre fibras carbono na forma de feltro e calcinado a temperatura de 350 °C.

O permanganato de potássio é um sal solúvel em água, muito reativo com peróxido de hidrogênio. Os primeiros catalisadores foram preparados a partir de permanganato, apenas impregnando-se o permanganato de potássio em solução aquosa no feltro e levando-o para estufa de modo que a água evaporasse e ficasse apenas o sal no suporte.

Os testes de decomposição do peróxido de hidrogênio foram realizados com concentrações de 80% em massa, significando assim que 20% desta solução é composta de água. Esta água dissolve o permanganato do suporte e leva-o através do escoamento para fora do leito catalítico, e conseqüentemente, o restante de peróxido de hidrogênio não sofre decomposição pela ausência ou pequena quantidade de catalisador no leito.

Para solucionar este problema, o catalisador, passou pelo processo de calcinação, em que foi aquecido até temperaturas de 350°C onde houve ocorrência da oxidação do permanganato de potássio, formando óxido de manganês, que é um dos mais conhecidos e utilizados agentes catalisadores de peróxido de hidrogênio.

O interessante resultado deste processo, é que óxido de manganês é insolúvel em água, e assim sendo, não será levado pelo escoamento, ficando assim disponível no leito catalítico.

A Figura 2.25 mostra o catalisador a base de óxido de manganês já calcinado.



Figura 2.25 – Catalisador suportado em feltro, já calcinado.

Outro catalisador testado neste trabalho foi o nitrato de manganês impregnado em suporte de nano-fibras de carbono. As nano-fibras de carbono são estruturas crescidas sobre um suporte de carbono a partir da decomposição catalítica de gases carbônicos sobre partículas metálicas em temperaturas que vão de 400 a 1000 °C. As nano-fibras têm por objetivo aumentar a área superficial do suporte, conforme Vieira et al. (2005) .

Semelhante ao processo descrito para o catalisador a base de permanganato de potássio, este catalisador também foi impregnado com uma solução, porém neste caso uma solução alcoólica de nitrato a manganês, que após o processo de calcinação nos mesmos 350°C, foi oxidado a óxido de manganês.

Por último, um catalisador a base de oxido de manganês, obtido a partir do permanganato de potássio, suportado em alumina (óxido de alumínio) foi utilizado em um dos tiros realizados. A alumina é um composto químico de alumínio e oxigênio e é o principal componente da bauxita. A vantagem da

alumina é que as altas temperaturas geradas no leito catalítico não a queimam. Neste caso a calcinação foi feita a temperatura de 600 °C.

2.2.2.9 Teste estático do motor

A figura 2.26 mostra um esquema da bancada de testes, cujos principais componentes são:

- Suporte - dispositivo em que fica apoiado o motor, montado com perfis metálicos soldados. O suporte foi apoiado sobre seis pés anti-vibração de borracha como visto na figura 2.27. Além do motor, eletro-válvula e a célula de carga também foram fixadas a ele.
- Motor – é o local onde se encontra o grão propelente, tubeira, injetores e o catalisador, foi confeccionado todo em aço inox devida a compatibilidade com peróxido de hidrogênio exceto os anéis de vedação que são em alumínio, como mostrado nas figuras 2.7 e 2.8.
- Tanque de oxidante – feito em aço inox e também vedado com anéis em alumínio possui orifícios para alimentação do motor, medição de pressão e respiro, como mostrado na figura 2.28.
- Tanque de pressurizante – neste trabalho o tanque de pressurizante utilizado foi uma garrafa de nitrogênio comercial, ligada diretamente à linha através de uma válvula reguladora de alta pressão.
- 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 a serem utilizados nas análises.
- Eletro-válvula – este dispositivo tem seus componentes totalmente em aço inox o teflon sendo que não há lubrificação com óleos. Controlada a distância através de um computador, abre ou fecha a tubulação que leva oxidante ao motor, ou seja, controla a ignição do motor uma vez que a mesma apenas depende da entrada de oxidante no leito catalítico.

- Termopares – Foram utilizados termopares tipo K, cuja faixa de medições variam de -200 a 1200°C
- Transdutor de pressão – este dispositivo mede a pressão na câmara de combustão, emitindo sinais elétricos que serão lidos pelo sistema de aquisição.
- 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 a serem utilizados nas análises. A figura 2.29 mostra a interface do programa feito em LabView utilizado para a aquisição de dados e abertura da eletro-válvula.

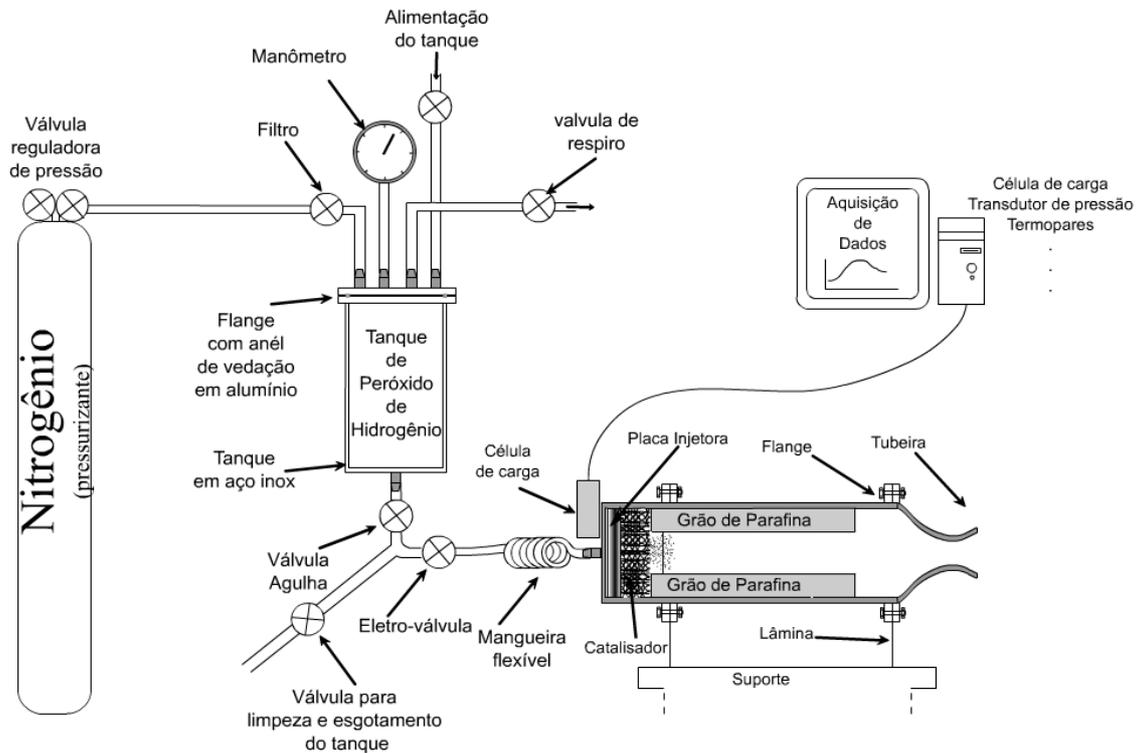


Figura 2.26 – Esquema da bancada de testes de motor híbrido até 100N

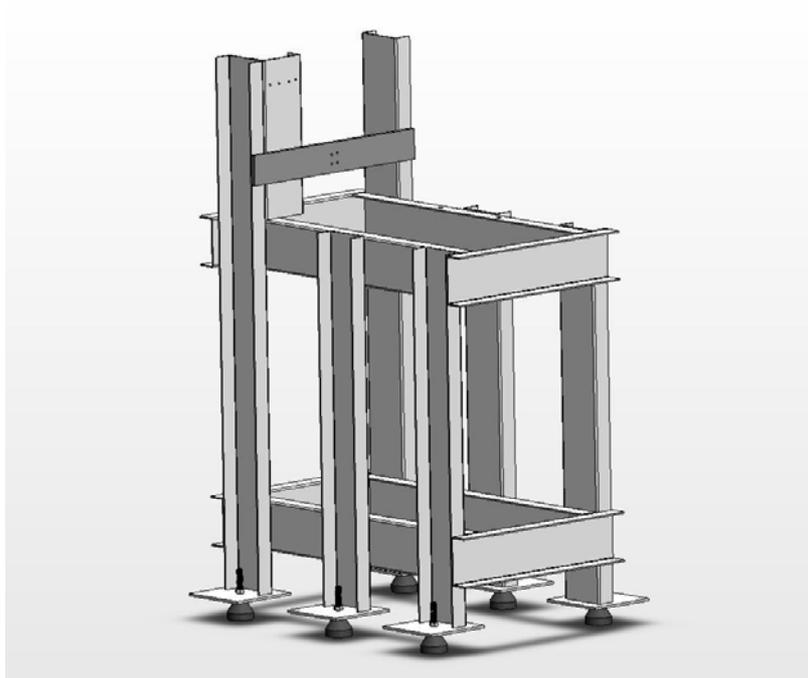


Figura 2.27 – Suporte para fixação do motor e pés anti-vibração

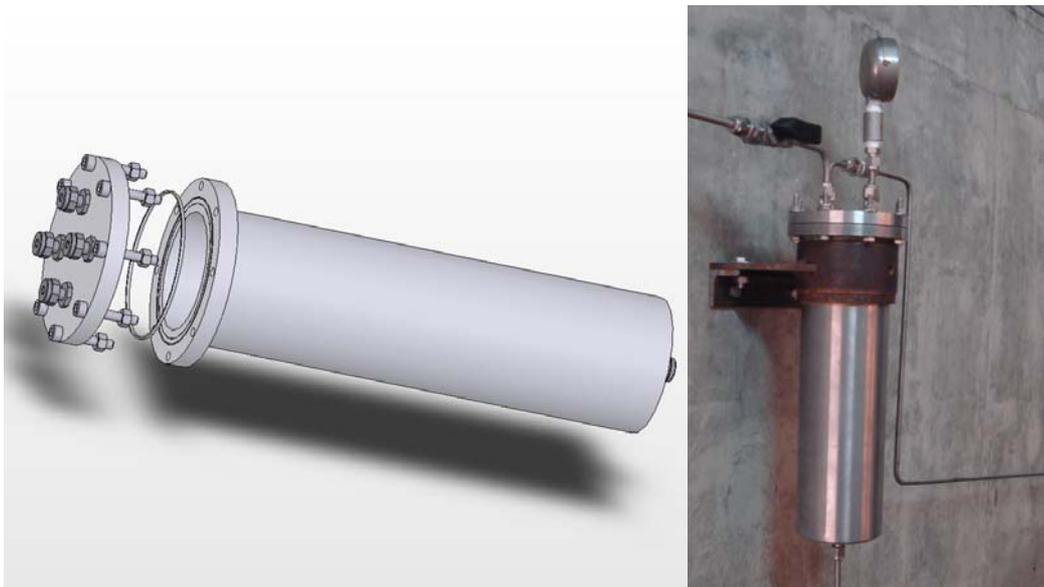


Figura 2.28 – Tanque de oxidante

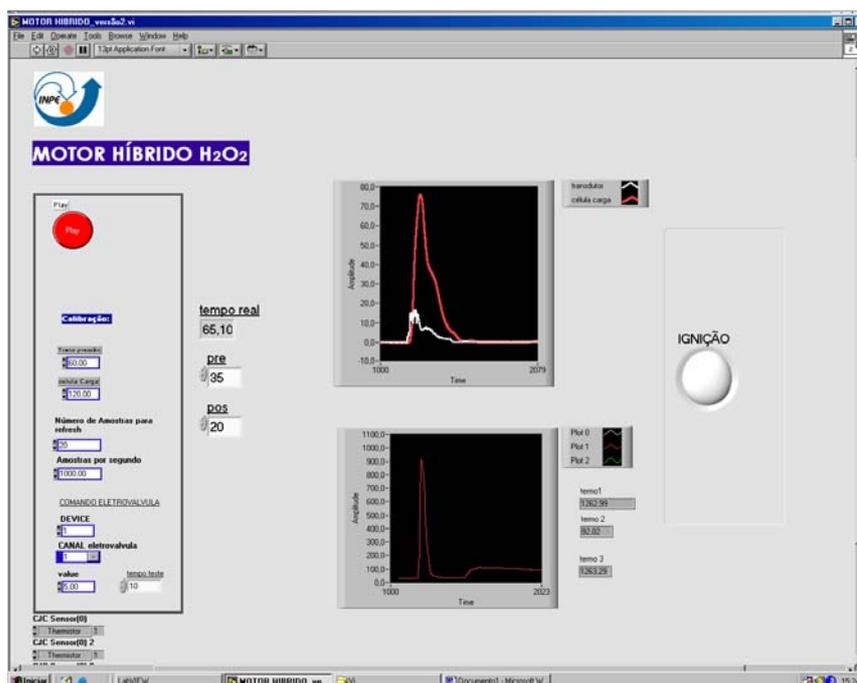


Figura 2.29 – Tela do programa feito em LabView para aquisição de dados e abertura da eletro-válvula.

Na Figura 2.29 é mostrado o sistema de líquidos e gases empregado na bancada de testes.

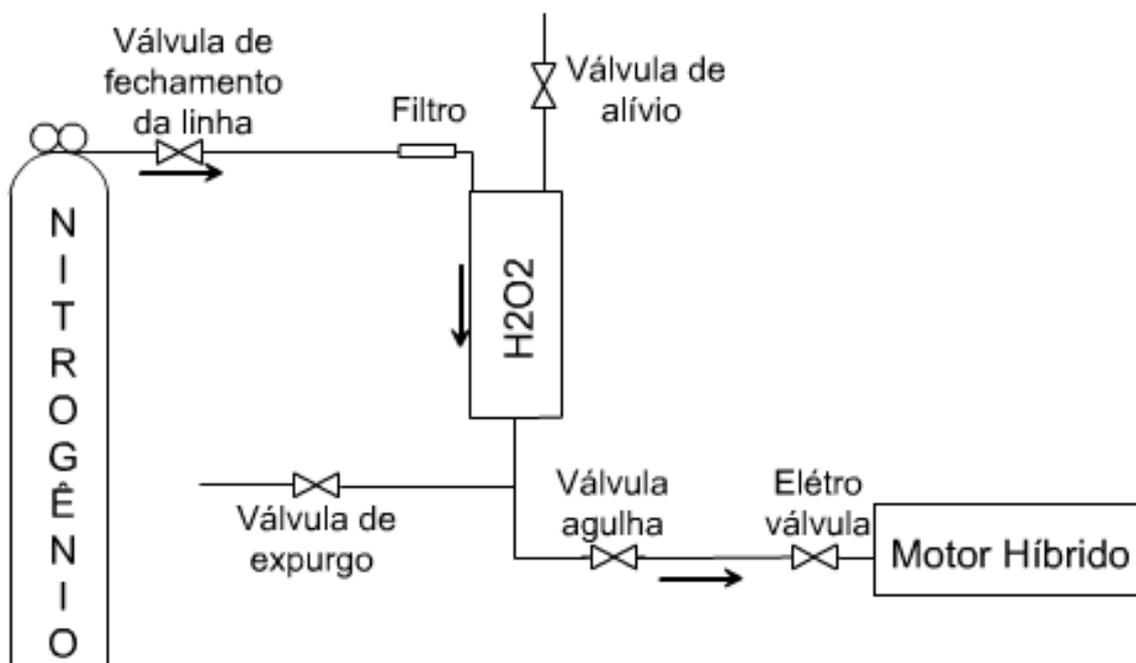


Figura 2.30 – Sistema de escoamento

Com o motor finalizado e toda a linha de alimentação de propelente montada, foram feitos estudos referentes à vazão de propelente como função da diferença de pressão na linha. Este estudo se fez necessário, pelo fato da linha não possuir um sistema ativo de controle de vazão.

As análises foram feitas para uma dada abertura da válvula agulha e diferentes pressões no tanque de oxidante, como mostram a Figura 2.31 e a Tabela 2.6.

Tabela 2.6 – Variação da vazão em função da diferença de pressão.

Pressão no tanque (kgf/cm²)	ΔP_{aprox} (kgf/cm²)	Massa (gramas)	Tempo (s)	Vazão, Q (g/s)
6	5	114	5	22,8
6	5	119	5	23,8
6	5	113	5	22,6
6	5	116,6	5	23,32
11	10	152,4	5	30,48
11	10	155,6	5	31,12
11	10	157,5	5	31,5
11	10	158	5	31,6
11	10	163	5	32,6
11	10	167,1	5	33,42
11	10	164	5	32,8
21	20	233	5	46,6
21	20	234	5	46,8
21	20	235	5	47
21	20	236	5	47,2
31	30	280	5	56
31	30	283	5	56,6
31	30	283	5	56,6
31	30	296	5	59,2
31	30	280	5	56
31	30	280	5	56

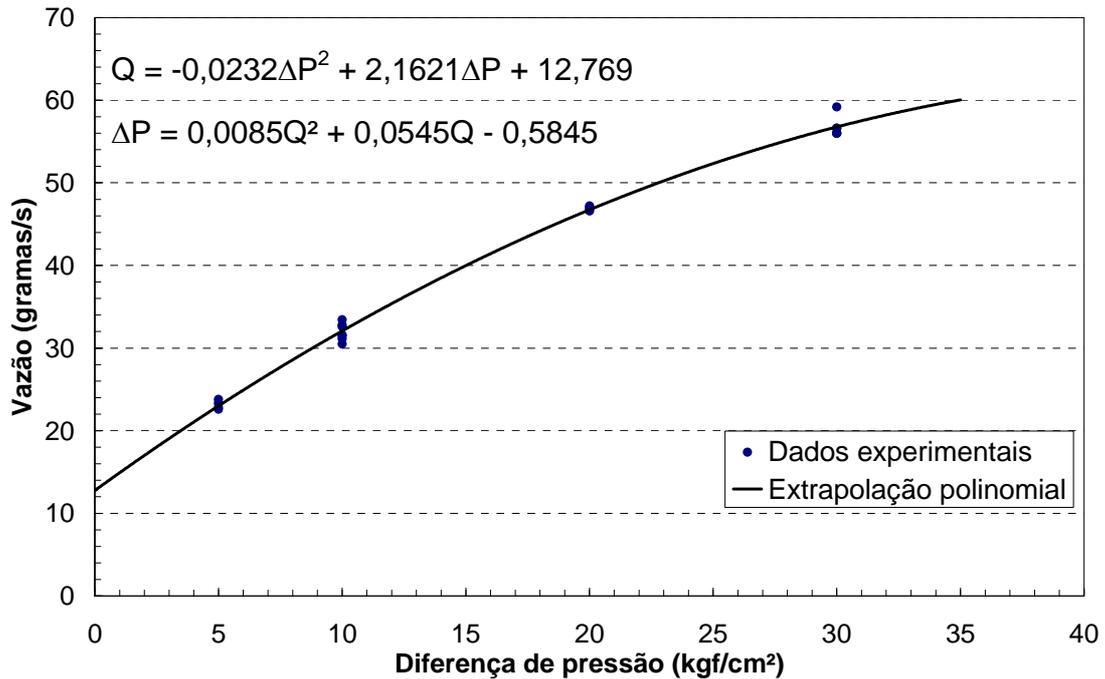


Figura 2.31 – Vazão mássica de H₂O líquida versus diferença de pressão entre o tanque de oxidante e a câmara de combustão.

Para obter a vazão mássica de peróxido de hidrogênio, é necessário realizar o seguinte cálculo:

$$Q_{H_2O_2} = Q_{H_2O} \rho_{H_2O} \quad (2.73)$$

Este cálculo é necessário, pelo fato de os testes de vazão terem sido feitos com água e não com peróxido de hidrogênio.

Através destes dados foi possível estimar a pressão no tanque de oxidante necessária para que fosse obtida a vazão desejada.

O motor foi projetado e seu desempenho foi teoricamente previsto, admitindo-se que a diferença de pressão entre o motor e o tanque de oxidante fosse constante, e assim sendo a vazão mássica de oxidante também seria constante, porém deve ser lembrado que no momento em que a eletro-válvula é aberta, a pressão dentro do motor é simplesmente a pressão ambiente e assim sendo a diferença de pressão será muito maior do que a necessária até que o motor seja efetivamente ignizado e sua pressão alcance a pressão de projeto.

3 RESULTADOS

3.1 Resultados Teóricos

Os parâmetros termodinâmicos e propulsivos para a combustão de parafina com soluções aquosas de peróxido de hidrogênio, obtidos pelo programa de equilíbrio químico escrito em linguagem MATLAB, foram comparados com o programa CEA (Chemical Equilibrium with Applications) da NASA, a fim de validar os resultados obtidos.

A Figura 3.1 mostra um comparativo entre o impulso específico no vácuo, calculado pelo programa CEA 2004 da NASA e o algoritmo desenvolvido neste trabalho. Observou-se uma boa concordância entre os dois programas, com a vantagem de o programa aqui desenvolvido poder ser utilizado diretamente em outros programas de desempenho escritos em MATLAB, para o cálculo da distribuição de massas de um foguete.

Ainda através da Figura 3.1, pode-se verificar a influência da pressão de câmara sobre o impulso específico, visto que ela influencia tanto a composição dos produtos quanto a temperatura da combustão, conforme detalhado no Apêndice A.

Outra importante informação obtida, é que a razão de mistura O/C é pouco influenciada pela pressão de câmara. Verifica-se que a uma pressão de 60 atm, o impulso específico máximo encontra-se em $O/C = 7,5$, e a uma pressão de 10 atm, o impulso específico máximo ocorre em $O/C = 7$.

A Figura 3.2 mostra o efeito da concentração do peróxido e da razão de mistura O/C em massa sobre o impulso específico, enquanto a Figura 3.3 mostra os efeitos desses parâmetros sobre a temperatura de chama adiabática.

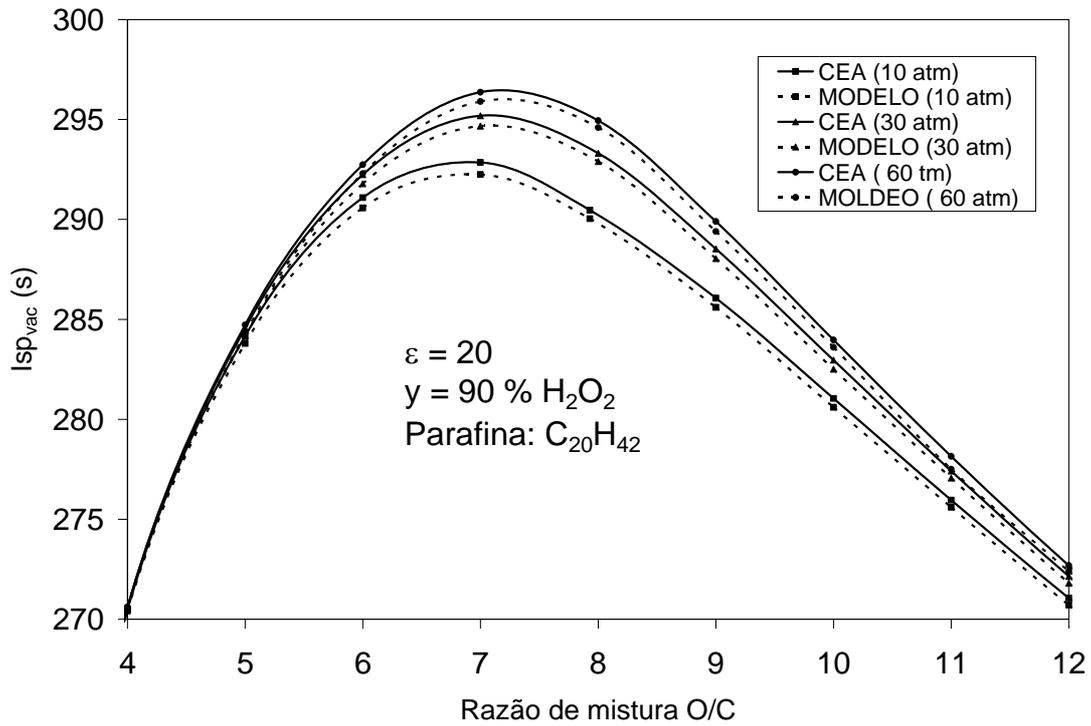


Figura 3.1 - Comparação do impulso específico no vácuo calculado pelo programa CEA e pelo modelo do módulo I, e variação de $I_{sp_{vac}}$ com a pressão de câmara.

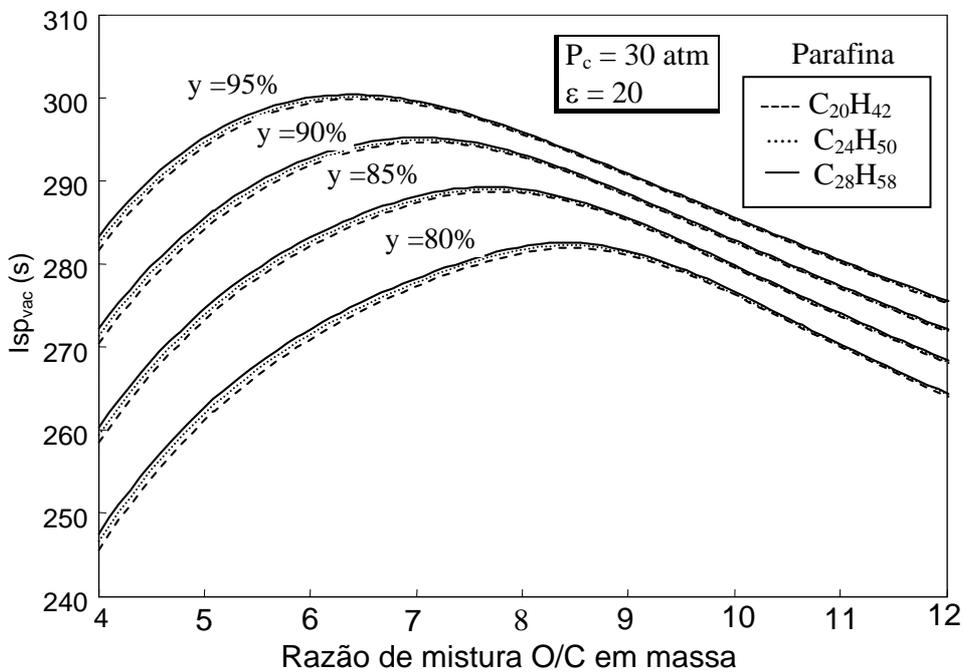


Figura 3.2 - Efeitos da concentração de peróxido (% em massa) e da molécula da parafina sobre o impulso específico no vácuo.

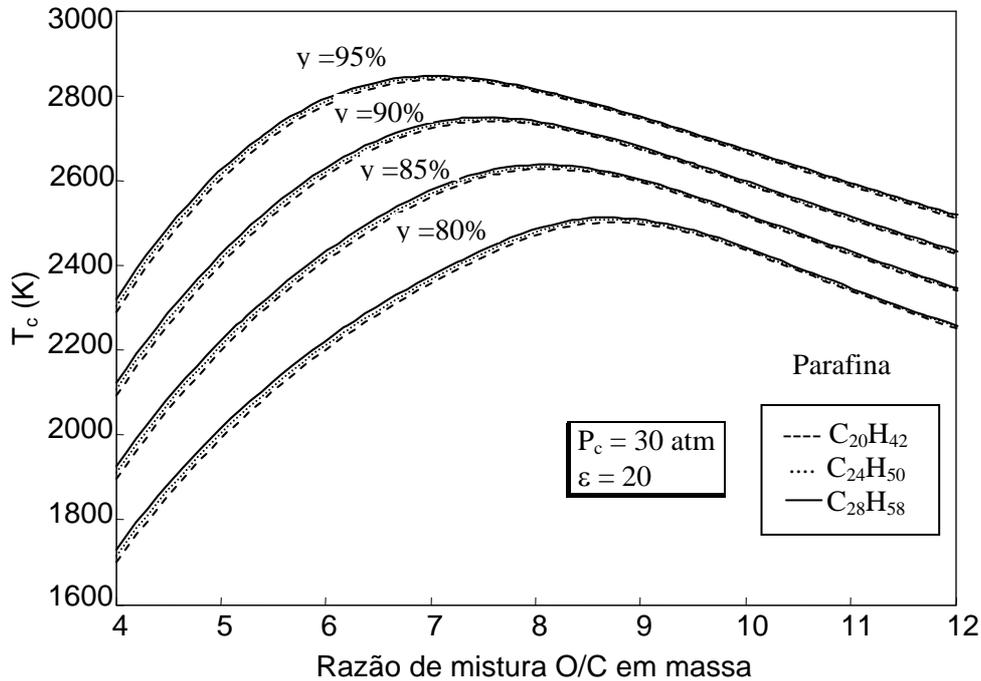


Figura 3.3 - Efeitos da concentração de peróxido (% em massa) e da molécula da parafina sobre a temperatura de chama adiabática.

Verifica-se pela Figura 3.2 que o impulso específico é proporcional à concentração do peróxido de hidrogênio, isso porque, quanto maior a concentração de peróxido, menor será a fração de água na câmara de combustão e, conseqüentemente, maior será a temperatura resultante, o que pode ser confirmado na Figura 3.3.

A Tabela 3.1 mostra as razões de mistura, O/C em massa, ideais aproximadas, que fornecem impulsos específicos máximos para diferentes concentrações do peróxido de hidrogênio. Observa-se uma queda acentuada da razão O/C ideal, de 8,4 para 6,45 quando o teor de peróxido aumenta de 80 para 95 %, ou seja, há uma diminuição da massa de oxidante necessária por kg de parafina com o aumento da concentração do peróxido.

Tabela 3.1- Efeitos da concentração do H₂O₂ sobre os impulsos específicos máximos no vácuo e razões O/C em massa ideais na queima com parafina C₂₀H₄₂.

Teor de H ₂ O ₂	80 %	85 %	90 %	95 %
Ispvac máx. (s)	282	288	295	301
O/C ideal (-)	8,4	7,8	7,1	6,45

Nas Figuras 3.2 e 3.3, pode-se observar também que os impulsos específicos e temperaturas são funções da massa molar da parafina que está sendo empregada como combustível, visto que a entalpia de formação da parafina é inversamente proporcional à massa molar, como mostra a Equação C.4.2 do Apêndice C, ou seja, quanto maior for a massa molar da parafina, mais energia será liberada na decomposição da mesma.

Karabeyoglu et al. (2003) mostraram que a mistura de alumínio sólido em pó à parafina numa proporção de 40% em massa pode aumentar em até 25% a taxa de regressão quando a queima é realizada com N₂O.

Realizou-se então um estudo do efeito da adição de alumínio em parafina queimando com soluções de peróxido de hidrogênio. Verifica-se que há um aumento significativo dos impulsos específicos com o aumento do teor de alumínio, considerando-se escoamentos em equilíbrio. Quando os escoamento é congelado, isto é, tendo composição fixa ao longo do escoamento pela tubeira, os impulsos específicos sofrem pequena redução com o aumento do teor de alumínio sólido. Na situação real deve-se esperar uma situação intermediária, com impulsos específicos efetivos entre o caso congelado e o caso em equilíbrio, com um aumento dos impulsos específicos em relação à parafina pura.

Como pode ser visto na Figura. 3.4, a temperatura gerada pela reação de combustão aumenta com a adição de alumínio em pó à parafina, e que os valores máximos da temperatura são obtidos em razões de mistura menores daquelas apresentadas pela parafina pura, similar ao observado na Figura 3.5 quanto aos impulsos específicos no vácuo.

Resultados mostrados por Karabeyoglu et al. (2003) referentes à taxa de regressão da parafina, juntamente aos aqui apresentados, mostram que alumínio adicionado à parafina não apenas aumenta a taxa de regressão e a temperatura gerada pela combustão, como também diminui a razão de mistura necessária para se atingirem os valores máximos. Este último resultado é de grande importância, pelo fato de se reduzir a massa de oxidante e, conseqüentemente, a de seus tanques, para se alcançar o mesmo impulso específico de um sistema usando parafina pura.

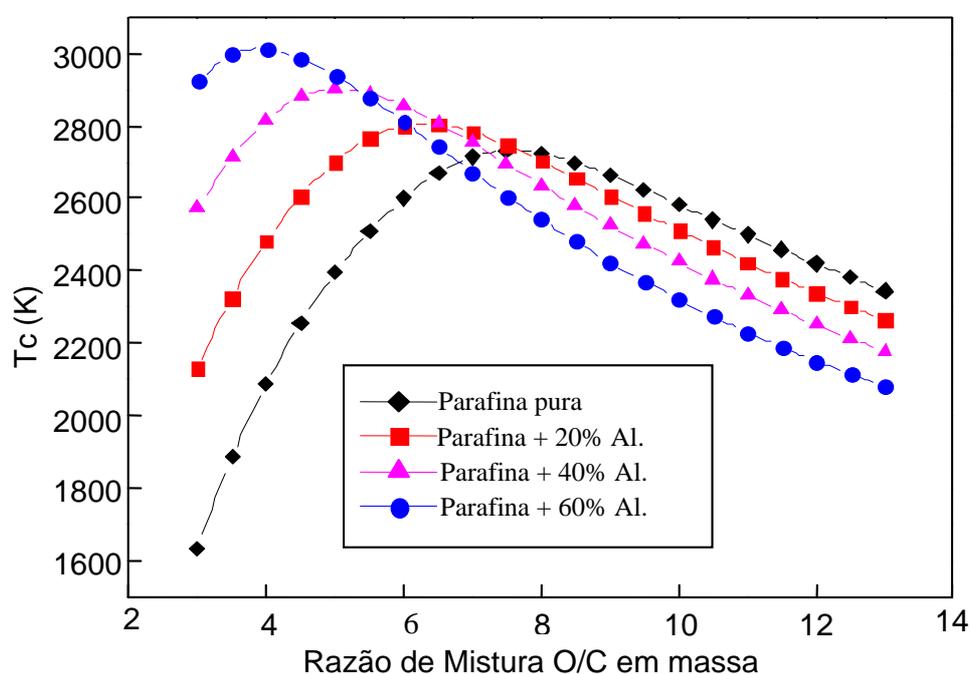


Figura 3.4 - Efeitos da razão de mistura, O/C em massa, sobre a temperatura de chama adiabática, T_c , da parafina $C_{20}H_{42}$ misturada com alumínio, queimando com H_2O_2 a 90% .

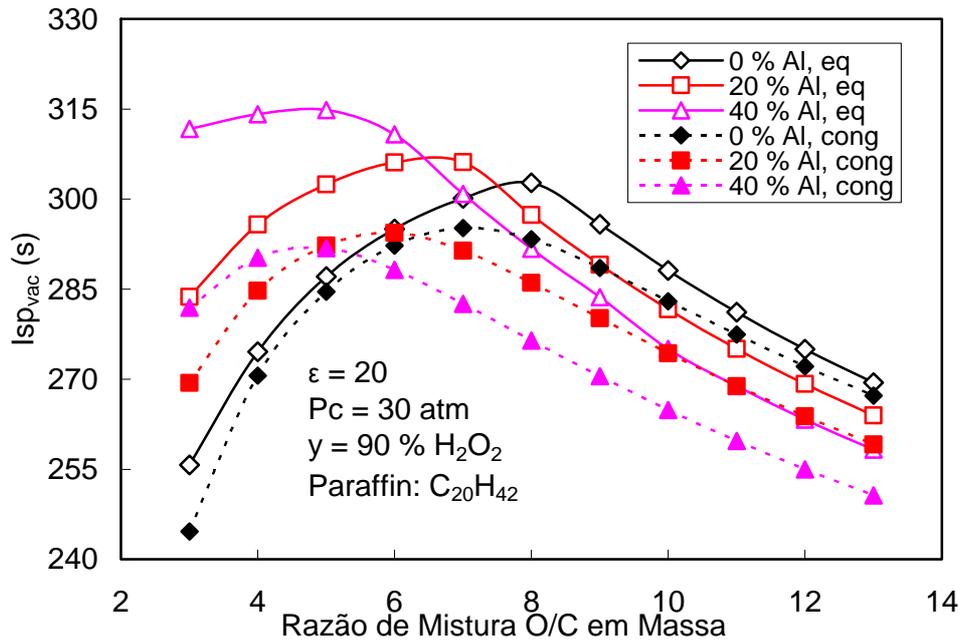


Figura 3.5 - Efeitos da adição de alumínio (% em massa) na parafina $\text{C}_{20}\text{H}_{42}$ sobre o impulso específico no vácuo, para escoamento congelado e em equilíbrio na tubeira.

A Tabela 3.2 mostra as razões de mistura, O/C em massa, ideais, que fornecem impulsos específicos máximos para diferentes concentrações do peróxido de hidrogênio queimando com parafina e alumínio.

Tabela 3.2 - Efeitos da adição de alumínio (% em massa) à parafina, $\text{C}_{20}\text{H}_{42}$, sobre o impulso específico máximo no vácuo, para escoamento em equilíbrio, na queima com H_2O_2 a 90 %.

Teor em massa	0 % Al	20 % Al	40 % Al
Ispvac máx. (s)	303	306	315
Razão O/C ideal (-)	8	7	5

A fim de comparar a potencialidade da parafina relativamente a outros combustíveis típicos, foi feita uma análise referente ao impulso específico de diferentes pares propelentes queimando com peróxido de hidrogênio nas mesmas condições de câmara e tubeira. Foram comparadas a parafina, o querosene RP-1 (rocket propellant 1), HTPB (polibutadieno hidroxilado) e PE (polietileno) através do software CEA-NASA. Conforme pode ser visto na

Figura 3.6, a parafina apresenta um desempenho similar aos outros combustíveis em termos de impulso específico e razão de mistura O/C.

O sistema bipropelente RP-1/ H₂O₂ apresenta desempenho similar ao sistema híbrido parafina/H₂O₂ em termos de impulso específico. Conforme mostrado na Introdução, o sistema híbrido apresenta vantagens em relação a um sistema líquido bi-propelente, considerando-se um mesmo impulso específico.

Com relação ao HTPB e PE, apesar de performance semelhante, a parafina se destaca por apresentar taxas de regressão muito maiores.

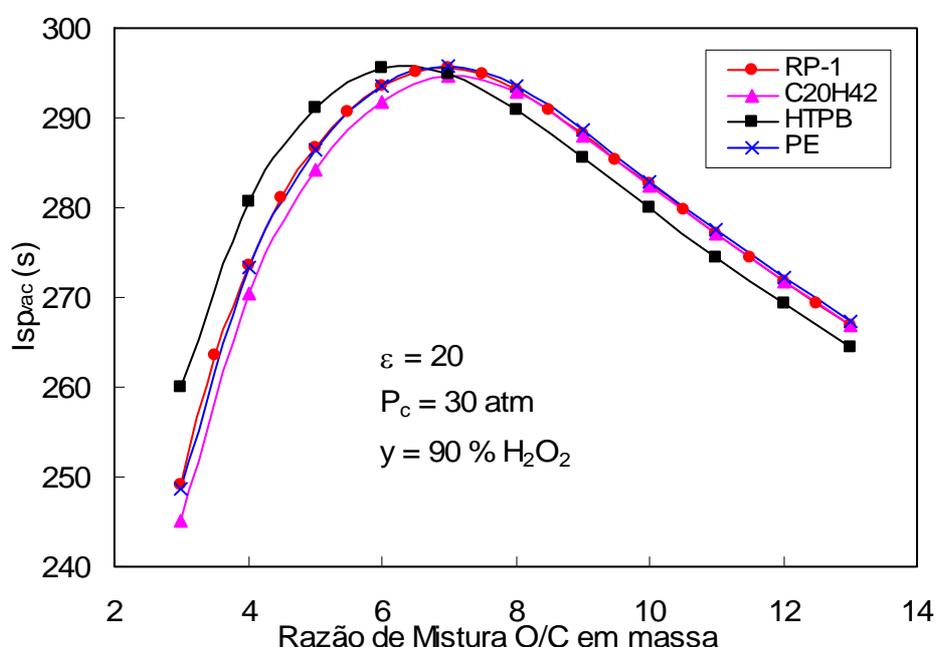


Figura 3.6 - Impulsos específicos no vácuo para RP-1 e parafina pura queimando com H₂O₂ a 90%.

Com base nos resultados referentes à performance gerada pela parafina e peróxido de hidrogênio, obtidos do programa de equilíbrio químico aqui desenvolvido, foram realizadas análises preliminares da distribuição de massas de veículos lançadores de nano-satélites utilizando tal par propelente.

Foram feitas diferentes análises de distribuição de massas, considerando veículos lançados a partir do solo (L-S) e veículos lançados do ar (L-A). A idéia

da análise de veículos lançados do ar, vem da nova tendência neste tipo de lançamento utilizado, por exemplo, pelos veículos sub-orbitais Spaceship-one, e futuramente pelo Spaceship-two, e o veículo lançador de satélites Pegasus.

Nas Tabelas 3.3, 3.4, 3.5 e 3.6 estão mostrados os valores das condições iniciais para as análises de distribuição de massa realizadas.

Tabela 3.3 – Condições iniciais para um veículo de três estágios lançado do solo.

Número de estágios	3		
Carga útil	20 kg		
ΔV_{total} (m/s)	9300		
Estágio	1º	2º	3º
Δv (m/s)	3100	3100	3100
Razão de expansão (ϵ)	10	40	60
Isp (s)	262	291	297
Fração de inerte (f_{inerte})	0.15	0.15	0.15
F/W (g's)	2.5	2.5	2.5
O/C	7	7	7
Pressão de câmara (MPa)	3	3	3
Fuselagem	Fibra de carbono		
Case	Aço Inox		
Tanque de Oxidante	Aço Inox		
Tanque de Pressurizante	Titânio		

Tabela 3.4 - Condições iniciais para um veículo de três estágios lançado do ar.

Número de estágios	3		
Carga útil	20 kg		
ΔV_{total} (m/s)	8700		
Estágio	1º	2º	3º
Δv (m/s)	2900	2900	2900
Razão de expansão (ϵ)	10	40	60
Isp (s)	262	291	297
Fuselagem	Fibra de carbono		
Case	Aço Inox		
Tanque de Oxidante	Aço Inox		
Tanque de Pressurizante	Titânio		

Tabela 3.5 - Condições iniciais para um veículo de dois estágios lançado do solo.

Número de estágios	2	
Carga útil	20 kg	
ΔV_{total} (m/s)	9300	
Estágio	1º	2º

Tabela 3.5 - Conclusão

Δv (m/s)	4650	4650
Razão de expansão (ϵ)	10	40
Isp (s)	262	291
Fuselagem	Fibra de carbono	
Case	Aço Inox	
Tanque de Oxidante	Aço Inox	
Tanque de Pressurizante	Titânio	

Tabela 3.6 - Condições iniciais para um veículo de dois estágios lançado do ar.

Número de estágios	2	
Carga útil	20 kg	
Δv_{total} (m/s)	8700	
Estágio	1º	2º
Δv (m/s)	4350	4350
Razão de expansão (ϵ)	10	40
Isp (s)	262	291
Fuselagem	Fibra de carbono	
Case	Aço Inox	
Tanque de Oxidante	Aço Inox	
Tanque de Pressurizante	Titânio	

Os dados apresentados nas Tabelas 3.3 a 3.6, foram baseados em valores históricos de pequenos veículos lançadores de satélites encontrados em Isakowitz et al.(1999), e nos resultados do presente modelo termoquímico. Como condição de projeto foi proposto o uso de materiais não específicos para fins aeroespaciais como os apresentados na Tabela 3.7 onde σ_{el} é o módulo de elasticidade do material e σ_{esc} é a tensão de escoamento.

Tabela 3.7- Materiais utilizados na confecção dos componentes e suas propriedades mecânicas

Componente	Material	σ_{el} (kPa)	σ_{esc} (kPa)	Densid. (kg/m ³)
Fuselagem	Fibra de carbono	228000000	3800000	1810
"Case"	Aço Inox	-	550000	7850
Tanque de Oxidante	Aço Inox	-	550000	7850
Tanque de Oxidante	Titânio	115000000	790000	4480
Tanque de Pressurizante	Titânio	115000000	790000	4480

A Figura 3.7 mostra a trajetória e velocidades do veículo lançador de satélites Pegasus lançado a partir de um avião, a cerca de 12 km de altura e em torno de 235 m/s de velocidade horizontal.

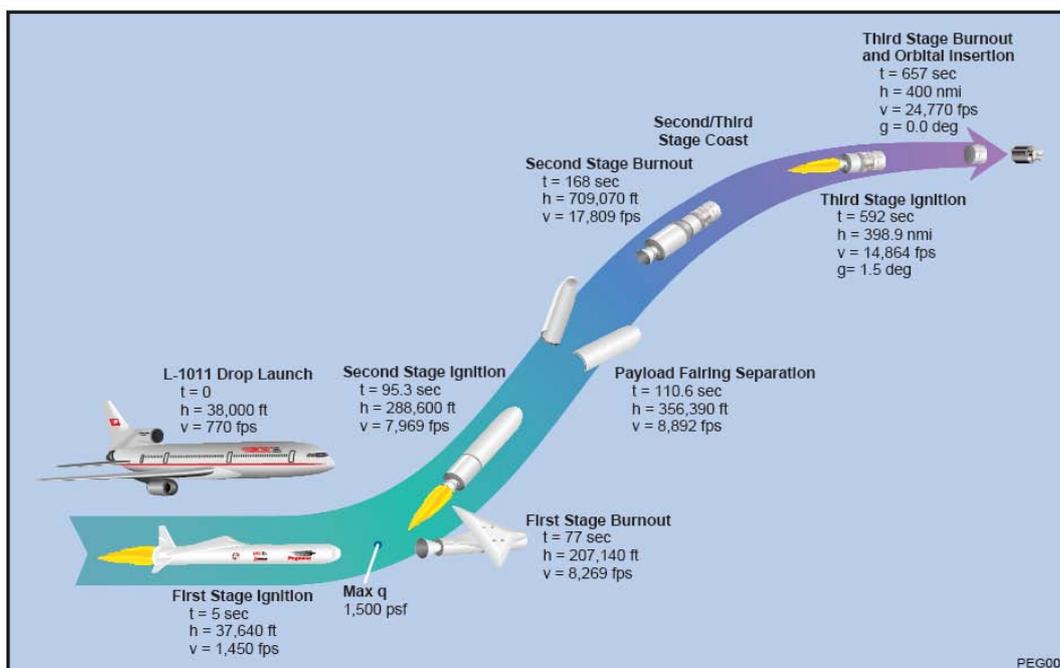


Figura 3.7 – Esquema de vôo do veículo lançador de satélites Pegasus. Fonte: Orbital (2007)

Deve-se notar que os dados contidos nas Tabelas 3.3 a 3.6, não são valores otimizados e nem particularizados para o projeto, implicando numa provável perda de desempenho, mas o objetivo aqui proposto é apenas o de mostrar a viabilidade do par H_2O_2 /Parafina como propelentes de um lançador de nano-satélites, sendo sua otimização deixada para trabalhos futuros.

Com base nas condições iniciais apresentadas, cálculos da distribuição de massas dos componentes e estágios, taxas de consumo e tempo de queima puderam ser feitos, cujos resultados estão contidos nas Tabelas 3.8 e 3.9

Tabela 3.8 Veículo com três estágios lançado do solo

Estágio		1º	2º	3º
m_{prop}	(kg)	3620,8	550,8	106,3
m_{comb}	(kg)	452	68,8	13,3

Tabela 3.8 - Conclusão

m_{oxid}	(kg)	3168,8	482	93
m_{cgu}	(kg)	831	162	20
m_{inerte}	(kg)	715,49	118,46	36
\dot{m}_{prop}	(kg/s)	49,33	7,14	1,36
\dot{m}_{comb}	(kg/s)	6,16	0,89	0,17
\dot{m}_{oxid}	(kg/s)	43,17	6,25	1,19
t_q	(s)	73,4	77,1	77,8
m_0	(kg)	5168	831	162
“Case”	(kg)	140	17,35	3
Tubeira	(kg)	138,8	38,6	13,2
Tanque de oxidante	(kg)	278	49,6	16,56
Tanque de pressurizante	(kg)	97	1,4	0,05
Pressurizante	(kg)	25,8	3,9	0,76
Fuselagem	(kg)	33,9	8,8	2,85
f_{inerte}		0,165	0,177	0,25

Tabela 3.9 Veículo com três estágios lançado do ar

Estágio		1º	2º	3º
m_{prop}	(kg)	2306,2	423,5	89,32
m_{comb}	(kg)	288,3	52,9	11,16
m_{oxid}	(kg)	2017,9	370,6	78,16
m_{cgu}	(kg)	663	141,7	20
m_{inerte}	(kg)	439	98,7	32,37
\dot{m}_{prop}	(kg/s)	32,16	5,7	1,19
\dot{m}_{comb}	(kg/s)	4	0,7	0,15
\dot{m}_{oxid}	(kg/s)	28,16	5	1,04
t_q	(s)	70,9	74,3	74,9
m_0	(kg)	3409	663	141,7
“Case”	(kg)	85	13,2	2,56
Tubeira	(kg)	102	32,	11,36
Tanque de oxidante	(kg)	176,5	25	14,77
Tanque de pressurizante	(kg)	34,7	0,8	0,037
Pressurizante	(kg)	16,48	3	0,35
Fuselagem	(kg)	24,46	7,36	2,53
f_{inerte}		0,16	0,189	0,266

Nas Tabelas 3.5 e 3.6 foram propostos valores iniciais para veículos com dois estágios, porém os resultados mostraram que naquelas condições não é

possível que o veículo alcance a órbita desejada e esta inviabilidade de projeto pode ser contornada por meio de algumas mudanças, tais como:

- *Emprego de propelentes que gerem impulsos específicos maiores*
- *Diminuição da velocidade característica de órbita necessária*
- *Aumento no número de estágios do veículo, como mostrado nas Tabelas 3.8 e 3.9.*
- *Utilização de materiais que forneçam ao sistema frações de inerte menores, e assim sendo, diminuído a massa inerte e melhorando a eficiência do veículo*

Os resultados das Tabelas 3.8 e 3.9 foram obtidos admitindo-se que a fuselagem de cada estágio tem diâmetro interno igual ao diâmetro externo do case do motor, ou seja, cada estágio tem um diâmetro diferente, como exemplificado na Figura 3.8. É importante observar que a distribuição de massas e fração de inerte resultante em cada caso, é função dos materiais empregados na confecção dos dispositivos.

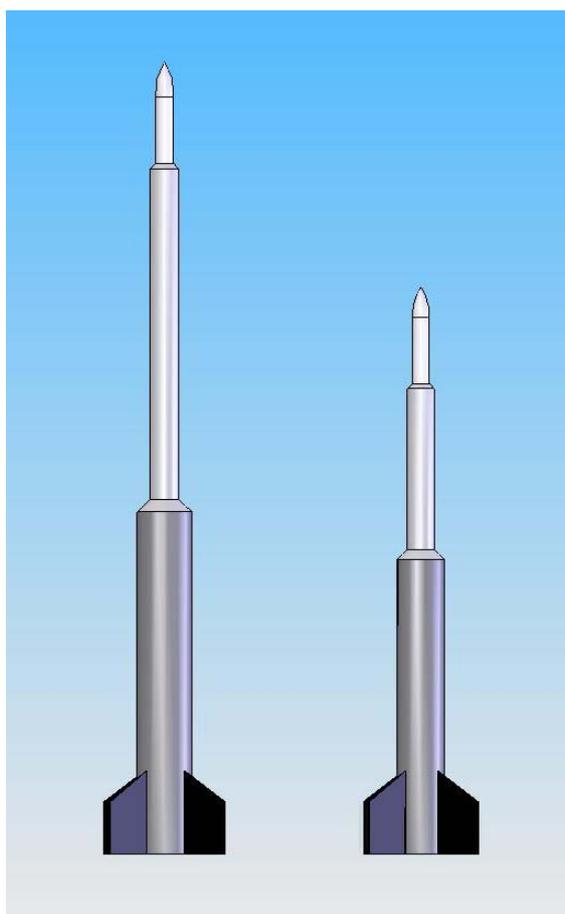


Figura 3.8 – Esquema da fuselagem de foguete com diâmetros diferentes para cada estágio nas condições apresentadas nas Tabelas 3.3 e 3.4.

É fato, que os dispositivos, tais como tanques, “case” e fuselagem de foguetes de alta performance não são feitos de apenas um material, mas sim de um conjunto de materiais onde podem ser citadas fibras diversas como fibras de carbono e ligas metálicas. Para cada projeto existe um conjunto de materiais ótimo, que fornecerão a melhor relação entre massa, compatibilidade e segurança e assim fornecendo a menor fração de inerte de forma segura. Para que tal conjunto seja conhecido é necessário realizar estudos aprofundados do problema, levando-se em conta a compatibilidade com os propelentes, temperatura de trabalho, pressão entre outras coisas.

Com o objetivo de exemplificar as variações na distribuição de massas em função os materiais empregados, foram refeitos os cálculos para a distribuição

de massas do veículo de três estágios lançado do solo, porém, neste caso o titânio será empregado na confecção dos tanques de oxidante. As condições iniciais para estes cálculos foram as mesmas encontradas na Tabela 3.3 .

Na Tabela 3.10 encontra-se os resultados que podem ser comparados aos da Tabela 3.8

Tabela 3.10 - Veículo com três estágios lançado do solo com tanques de oxidante confeccionados em titânio

Estágio		1º	2º	3º
m_{prop}	(kg)	2197,8	410,3	85,7
m_{comb}	(kg)	274,7	51,3	10,7
m_{oxid}	(kg)	1923,1	359	75
m_{cgu}	(kg)	619,3	130,9	20
m_{inerte}	(kg)	319	78,13	25,18
\dot{m}_{prop}	(kg/s)	29,9	5,32	1,10
\dot{m}_{comb}	(kg/s)	3,7	0,66	0,14
\dot{m}_{oxid}	(kg/s)	26,2	4,66	0,96
t_q	(s)	73,4	77,1	77,8
m_0	(kg)	3136,8	619,3	130,9
“Case”	(kg)	79,8	12,7	2,45
Tubeira	(kg)	99,49	31,7	11,44
Tanque de oxidante	(kg)	69,2	23,4	8,2
Tanque de pressurizante	(kg)	31	0,75	0,034
Pressurizante	(kg)	15,7	2,93	0,61
Fuselagem	(kg)	23,6	7,19	2,5
f_{inerte}		0,127	0,16	0,23

Como pode ser visto há uma considerável diminuição na massa dos tanques de oxidante e isso é devido à escolha de um material com tensão de escoamento maior do que o utilizado no caso da Tabela 3.9.

Nos casos estudados, a fração de inerte f_{inerte} de 0,15 foi utilizada como condição inicial, mas como pode ser visto, nenhum dos resultados apresentados coincidiram com este valor, mostrando assim que este corresponde à tecnologia empregada no projeto. A fração de inerte é fortemente influenciada pelos materiais empregados na confecção do veículo,

pois os tanques, a fuselagem e o “case” do motor são os principais componentes da massa inerte como mostrado na Equação 2.28 e sua definição. Os resultados mostram que os materiais empregados nestes cálculos não são tão eficientes quanto os empregados nos veículos espaciais mais avançados, como exemplo os veículos norte americanos Taurus ou Titan com frações de inerte de que variam de 0.03 a 0.1, mas está nos mesmo níveis de veículos como o Indiano PSLV ou o brasileiro VLS com frações que vão de 0.13 a 0.28.

A Figura 3.9 mostra a variação da massa total do estágio em função da fração de inerte pra dois casos, sendo um com o veículo de três estágios lançado do solo e outro lançado a partir de um avião. Pode-se notar que o aumento na massa total do estágio tem comportamento logarítmico relativamente à fração de inerte, ou seja, uma pequena variação na f_{inerte} do projeto acarretará consideráveis mudanças na massa do veículo.

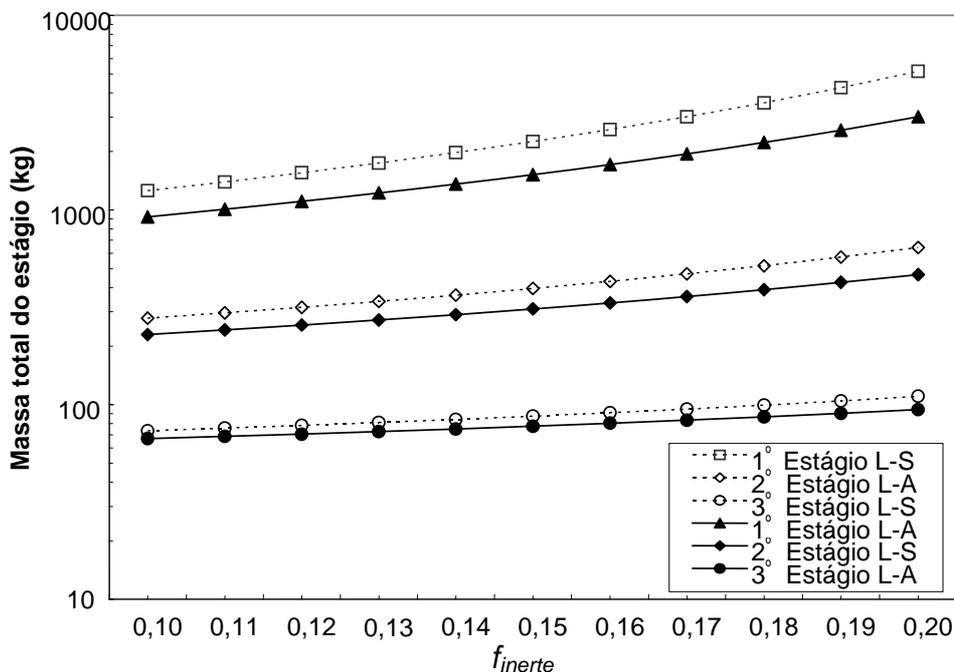


Figura 3.9 - Efeitos da f_{inerte} sobre a massa total do estágio em um foguete de três estágios lançado do solo (L-S) e do ar (L-A).

3.2 Resultados Experimentais

Através do processo descrito na seção 2.2.3, foram obtidos os resultados contidos na Tabela 3.6 relativamente à concentração de peróxido de hidrogênio em função do tempo e da temperatura de aquecimento.

Tabela 3.11 – Progresso na concentração de peróxido de hidrogênio por evaporação a pressão ambiente a diferentes temperaturas de aquecimento.

	Data	Hora	Temp. (°C)	Vol. (ml)	Dens. (g/ml)	Conc. (%)	Comentários
1	12/09/2006	10:43	21	400	1,3	73	
	12/09/2006	19:30	34		1,28	73	
	13/09/2006	09:40	33		1,285	73	
	13/09/2006	18:10	46		1,295	74	
	14/09/2006	09:30	47		1,305	78	
	14/09/2006	10:15	30		1,32	78	
2	14/09/2006	16:30	25	1200	1,3	73	Período chuvoso
	15/09/2006	10:30	40		1,29	75	
	15/09/2006	19:21	40		1,295	75	
	18/09/2006	09:44	22		1,26	66	
	18/09/2006	18:47	39		1,265	67	
	19/09/2006	14:49	35		1,274	70	
	20/09/2006	09:40	27		1,29	73	
	21/09/2006	11:30	30		1,305	75	
3	26/09/2006	15:55	25	400	1,3	73	
	27/09/2006	19:13	43		1,31	78	
	28/09/2006	17:53	43		1,325	81	
4	28/09/2006	18:02	25	400	1,3	73	
	29/09/2006	14:56	43		1,315	80	
	29/09/2006	20:12	42		1,315	80	
5	03/10/2006	14:31	23	400	1,3	73	
	04/10/2006	18:40	40		1,285	74	
	06/10/2006	09:29	41		1,29	75	
	06/10/2006	16:44	43		1,3	78	
6	06/10/2006	16:48	25	400	1,3	73	
	09/10/2006	09:24	40		1,3	76	
	10/10/2006	09:21	40		1,305	77	

(Continua)

Tabela 3.11 – Continuação

6	11/10/2006	09:20	40		1,31	78	
	11/10/2006	16:50	35		1,315	78	
7	17/10/2006	14:18	26		1,325	78	Continuação da amostra 6
	18/10/2006	13:40	29		1,31	79	
8	23/10/2006	16:11	24	400	1,3	73	
	24/10/2006	10:45	45		1,315	80	
9	24/10/2006	16:11	25	400	1,3	73	
	27/10/2006	10:45	43		1,31	79	
10	30/10/2006	11:10	22	400	1,29	73	
	31/10/2006	09:46	31		1,32	79	
11	08/11/2006	10:29	25	400	1,3	73	utilizado pirex em vez de béquer, amostra evaporou por completo
	09/11/2006	16:10					
12	09/11/2006	16:00	25	500	1,3	73	
	10/11/2006	10:14	32		1,3	74	
	10/11/2006	21:18	25		1,305	74	
13	29/11/2006	15:00	25	500	1,3	73	Período chuvoso e amostra foi colocada em pirex sem aquecimento
	30/11/2006	10:16	25		1,14	40	
14	12/12/2006	14:31	25	500	1,3	70	período de muita chuva, com alta a umidade do ar
	13/12/2006	14:20	34		1,265	67	
	15/12/2006	09:36	42		1,27	70	
15	08/01/2007	14:31	25	400	1,3	73	
	10/01/2007	10:04	45		1,305	78	
	14/01/2007	13:55	26		1,315	77	
16	14/01/2007	10:05	27	750	1,295	73	
	14/01/2007	14:00	46		1,295	76	
	16/01/2007	09:30	42		1,3	77	
	17/01/2007	10:25	43		1,305	78	
	19/01/2007	09:45	45		1,3	78	

(Continua)

Tabela 3.11 – Conclusão

17	21/01/2007	11:16	29	400	1,3	73	
	22/01/2007	09:40	46		1,35	87	
18	22/01/2007	10:00	25	630	1,3	73	
	23/01/2007	10:00	30		1,365	86	
	23/01/2007	10:14	24		1,37	86	
19	24/01/2007	11:46	24	700	1,3	73	
	29/01/2007	15:23	27		1,3	73	
20	02/02/2007	10:15	25	400	1,3	73	Peróxido aquecido a 70 °C
	03/02/2007	09:00	25	100	1,36	85	
21	03/02/2007	09:20	28	500	1,3	73	Peróxido aquecido a 60 °C
	04/02/2007	09:51	41	250	1,35	85	
22	06/02/2007	09:15	26	500	1,3	73	Peróxido aquecido a 60 °C
	07/02/2007	09:43	26	250	1,35	85	
23	07/02/2007	16:00	27	750	1,3	73	Peróxido aquecido a 60 °C
	08/02/2007						
24	08/02/2007	17:00	27	500	1,3	73	Peróxido aquecido a 60 °C
	09/02/2007	17:30	32	230	1,35	85	
25	09/02/2007	19:40	25	800	1,3	73	Peróxido aquecido a 60 °C
	12/02/2007	09:26	22	400	1,345	82	
26	12/02/2007	09:40	26	500	1,3	73	Peróxido aquecido a 60 °C
	13/02/2007	09:20	26	250	1,35	83	
27	13/02/2007	09:24	27	550	1,3	73	Peróxido aquecido a 60 °C
	14/02/2007	14:37	30	240	1,36	86	
28	14/02/2007	16:00	26	550	1,3	73	Peróxido aquecido a 60 °C
	15/02/2007	16:00	25	260	1,355	85	
29	19/02/2007	09:54	25	550	1,3	73	Peróxido aquecido a 60 °C
	20/02/2007	11:30	25	270	1,35	81	
30	20/02/2007	11:38	25	550	1,325	73	Peróxido aquecido a 60 °C
	20/02/2007	19:00	25	435	1,35	81	
31	23/02/2007	20:10	25	550	1,3	73	Peróxido aquecido a 60 °C
	25/02/2007	09:40	30	170	1,375	89	
32	25/02/2007	09:40	25	550	1,3	73	Peróxido aquecido a 60 °C
	26/02/2007	14:00	30	250	1,36	86	

Observou-se que há uma forte influência da umidade do ar no processo de concentração do peróxido de hidrogênio. Nas amostras 2 e 13 pode ser visto que em dias chuvosos com maior umidade relativa do ar, há uma anômala diminuição da concentração do peróxido de hidrogênio, mesmo com o processo de evaporação em andamento.

A partir da amostra 20, o processo foi modificado pelo aumento da temperatura de aquecimento do peróxido, o que diminui em 2/3 o tempo total de destilação além de levar a amostra a concentrações até 89% o que não ocorria com temperaturas mais baixas. O aumento da temperatura de aquecimento da solução aquosa de peróxido é preocupante, em função dos riscos de explosão, porém como já citado na seção 2.2.3, estes riscos de explosão ocorrem principalmente quando os vapores de peróxido de hidrogênio estão a temperaturas e concentrações mais elevadas do que as utilizadas neste trabalho. Deve-se notar que devem ser eliminadas as impurezas e contaminantes nos recipientes e linhas de alimentação de peróxido para reduzir riscos de explosão.

Foram feitos testes com catalisadores a base de prata como descrito na seção 2.2.5 cujos resultados não se mostraram satisfatórios, porém estudos mais aprofundados devem ser feitos de forma que seja melhor caracterizado o emprego deste catalisador. Para o motor projetado neste trabalho a vazão mássica de oxidante requerida é de 42,6 g/s, sendo que em testes com leito catalítico com comprimento de 1" e 3", não foi obtida uma decomposição satisfatória. O peróxido de hidrogênio saía do leito ainda em fase líquida e com temperaturas que não ultrapassaram 125 °C.

Os possíveis motivos para este insucesso podem ser atribuídos a:

- *Excesso de estabilizantes no peróxido de hidrogênio*
- *Tempo de residência do peróxido de hidrogênio no leito catalítico insuficiente*

- *Área superficial de agente catalisador insuficiente*
- *Pequena atomização do oxidante pelo sistema de injeção*

Testes com permanganato de potássio e nitrato de manganês já apresentados na seção 2.2.5, também foram realizados.

Na Figura 3.10 é mostrado o comportamento da temperatura do leito catalítico durante um teste de catalisador com duração de dez segundos. Para este teste, o catalisador empregado foi óxido de manganês obtido através da oxidação do permanganato de potássio, depositado em feltro e calcinado.

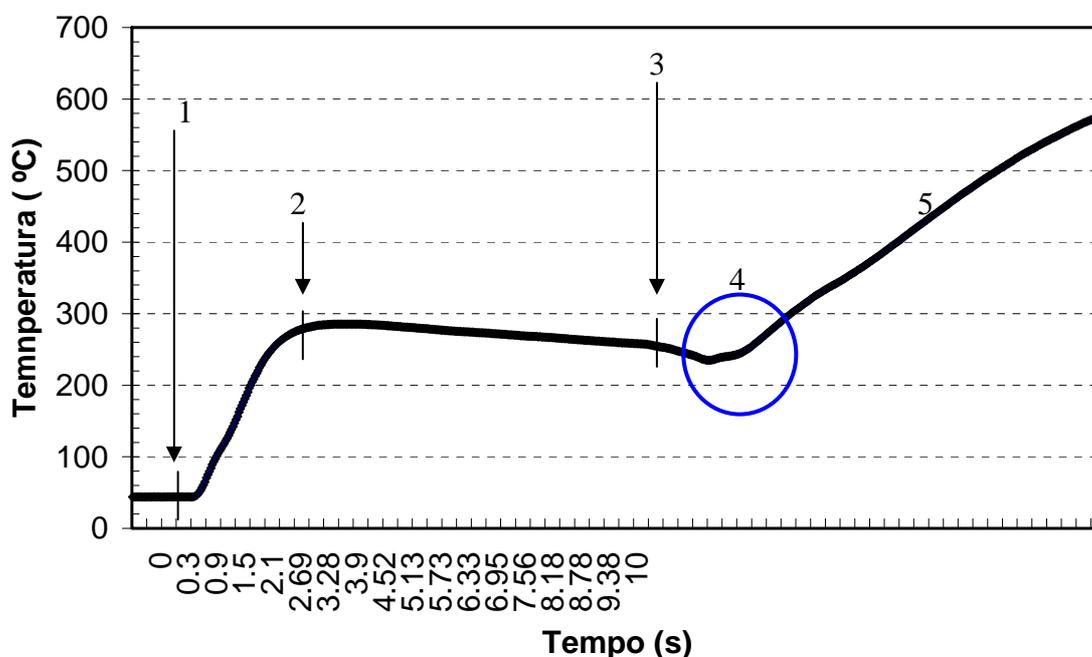


Figura 3.10 – Comportamento da temperatura de decomposição catalítica do peróxido de hidrogênio.

No ponto 1, ocorre a abertura da eletro-válvula, liberando assim a entrada de peróxido de hidrogênio no leito catalítico. Em 2, o peróxido de hidrogênio está em plena decomposição, permanecendo assim até o ponto 3 quando a eletro-válvula é fechada. Na região 4 cessa o escoamento de líquido vindo do tanque e começa a vaporização do peróxido residual no interior do leito, que atinge temperaturas de mais de 500 °C como previsto na Figura 1.2.

Para o teste descrito acima foi utilizado peróxido de hidrogênio em concentração de 78% em massa, com uma vazão mássica média de 72 g/s, sendo que como visto na seção 2.2.1 a vazão mássica requerida pelo sistema híbrido completo é de 42,06 g/s.

O teste do catalisador de óxido de manganês suportado em feltro de carbono, obtido a partir do permanganato de potássio, é mostrado na Figura 3.11.

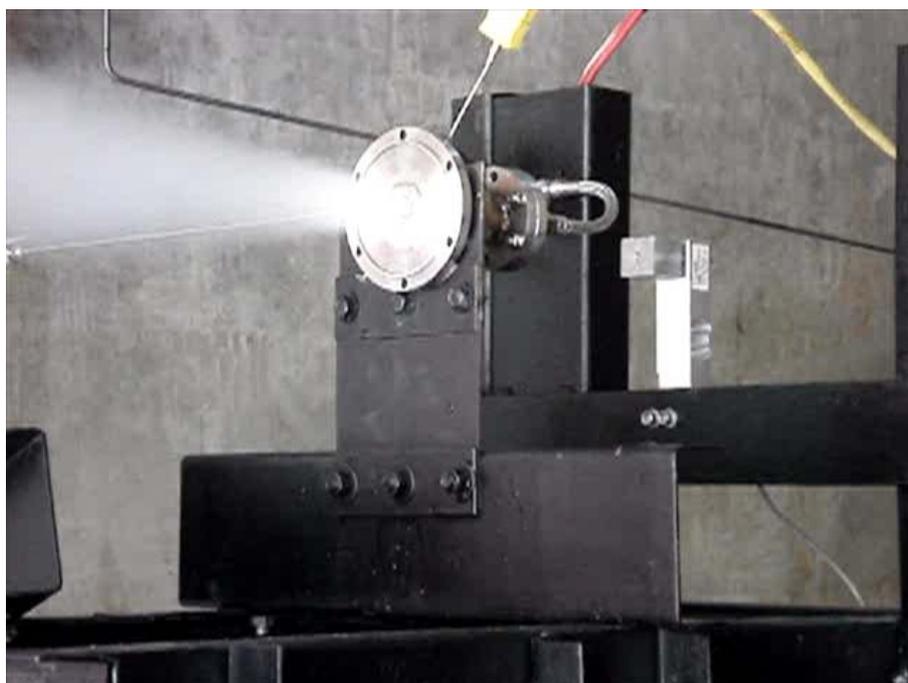


Figura 3.11 – Teste do catalisador de óxido de manganês suportado em feltro de carbono, obtido a partir do permanganato de potássio.

O catalisador preparado a partir de nitrato de manganês, em teste semelhante ao descrito anteriormente apresentou resultados insatisfatórios. O suporte de nano-fibras de carbono foi degradado pelo choque mecânico e pelo aumento da temperatura causado pelo escoamento de oxidante, e assim sendo, apenas uma pequena porção de peróxido de hidrogênio teve contato com o catalisador. A ejeção do catalisador pode ser vista na Figura 3.12.



Figura 3.12 – Teste do catalisador de óxido de manganês suportado em nano-fibra de carbono, obtido a partir do nitrato de manganês.

A partir do sucesso do catalisador preparado a partir do permanganato de potássio, foi realizado um teste estático do motor completo onde foram feitas medições de temperatura no leito catalítico, pressão de câmara e empuxo do motor, como mostram as Figuras 3.12, 3.13 e 3.14.

Na Figura 3.13, é apresentada a curva da variação da pressão na câmara de combustão durante o teste. O teste foi concebido admitindo-se um tempo de queima de dez segundos, porém, devido a degradação precoce do catalisador, o teste teve duração real aproximada de três segundos.

Na região A, a eletro-válvula se encontrava fechada, e aos 35 segundo foi aberta, liberando a passagem de peróxido de hidrogênio com concentração de 80% pelo leito catalítico.

Como visto na Figura 3.10 existe um atraso entre a abertura da eletro-válvula e o aumento na temperatura, sendo que este atraso é devido ao tempo necessário para que o oxidante preencha a linha até encontrar material catalisador. Como já apresentado na Figura 1.2, a temperatura de

decomposição adiabática de soluções aquosas de peróxido de hidrogênio em concentrações de 80% deve atingir cerca de 500° C, mas como pode ser visto, a temperatura dentro do leito catalítico durante o teste chegou próximo dos 800 °C. Esta alta temperatura, imprevista, foi causada pela combustão do material utilizado como suporte para o catalisador. Como já havia sido observado durante a preparação do material o suporte incandesce a temperaturas de 400 °C, iniciando um processo de combustão pela presença de óxido de manganês em seu interior.

Pela Figura 3.10 observa-se que a temperatura dentro do leito não passaria dos 300 °C, porém, no teste de catalisador realizado anteriormente, não foi feito com o motor totalmente montado como pode ser visto na Figura 3.11, e assim sendo o vapor de peróxido de hidrogênio, foi ejetado para o ambiente diretamente do leito catalítico. Com o motor em pleno funcionamento, houve a pressurização na câmara de combustão, chegando a aproximadamente 15 bar, como mostrado na região B da Figura 3.13, e este aumento na pressão, promoveu o aumento de temperatura no leito catalítico, que causou a combustão do suporte.

Esta conclusão foi resultado da observação dos dados de um dos testes de catalisador realizado, onde houve entupimento do leito catalítico, conseqüente derretimento de telas de latão, e neste teste foram geradas temperaturas de aproximadamente 1300 °C.

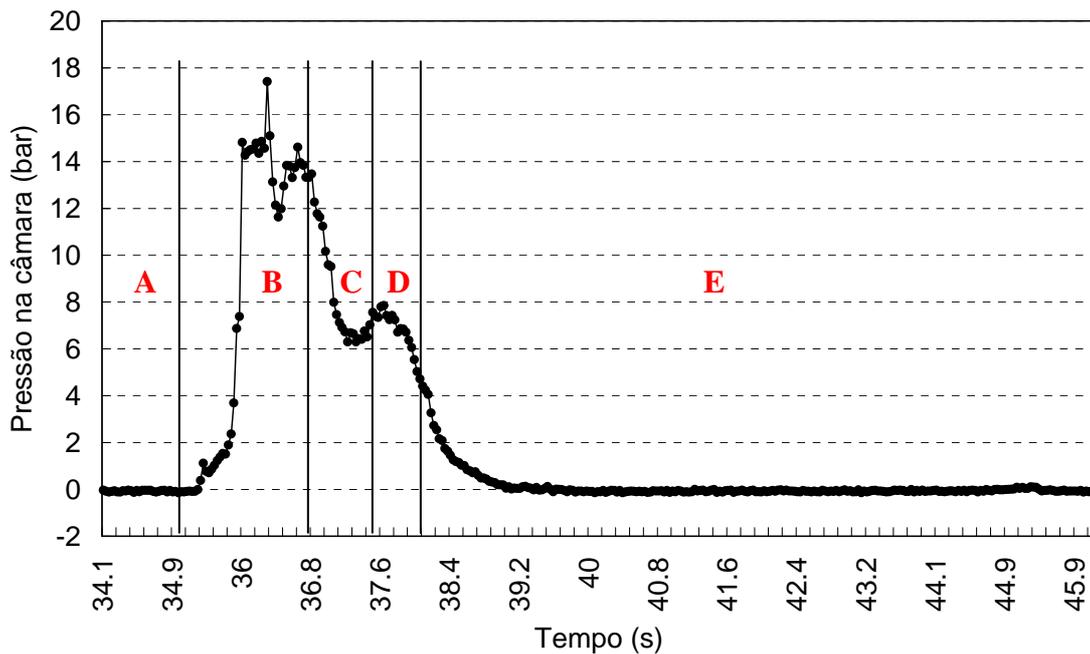


Figura 3.13 – Comportamento da pressão na câmara durante o teste do motor com catalisador de óxido de manganês suportado em feltro de carbono.

Na região C está ocorrendo a deterioração do catalisador como consequência da combustão do suporte. Com a diminuição da quantidade de catalisador no leito, a decomposição do peróxido de hidrogênio diminui, e a pressão na câmara de combustão também diminui.

O aumento da pressão na região D da Figura 3.13 é devido ao acúmulo de parafina e de peróxido de hidrogênio vaporizado dentro da câmara, sendo ejetados de uma só vez, por meio de pequenas explosões, como mostrado na Figura 3.16

Na região E praticamente já não há mais catalisador no leito, mas há escoamento de peróxido de hidrogênio líquido aquecido. Mesmo sem catalisador, o peróxido de hidrogênio sofre decomposição em função da alta temperatura do leito e do motor, mas esta decomposição se dá lentamente, não sendo suficiente para gerar combustão da parafina.

A Figura 3.15 mostra a curva de empuxo com um deslocamento para a direita quando comparado aos outros gráficos de temperatura e pressão, e este

desvio se dá pelo atraso de resposta do conjunto composto por célula de carga e amplificador de aproximadamente 1 segundo.

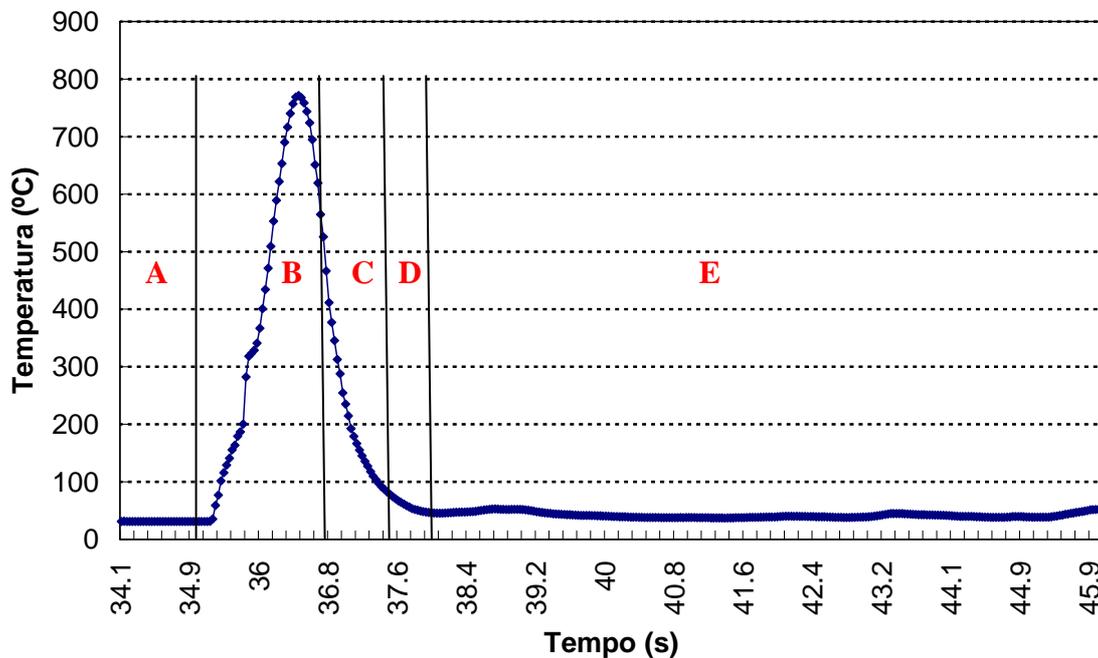


Figura 3.14 – Comportamento da temperatura durante o teste do motor com catalisador de óxido de manganês suportado em feltro de carbono.

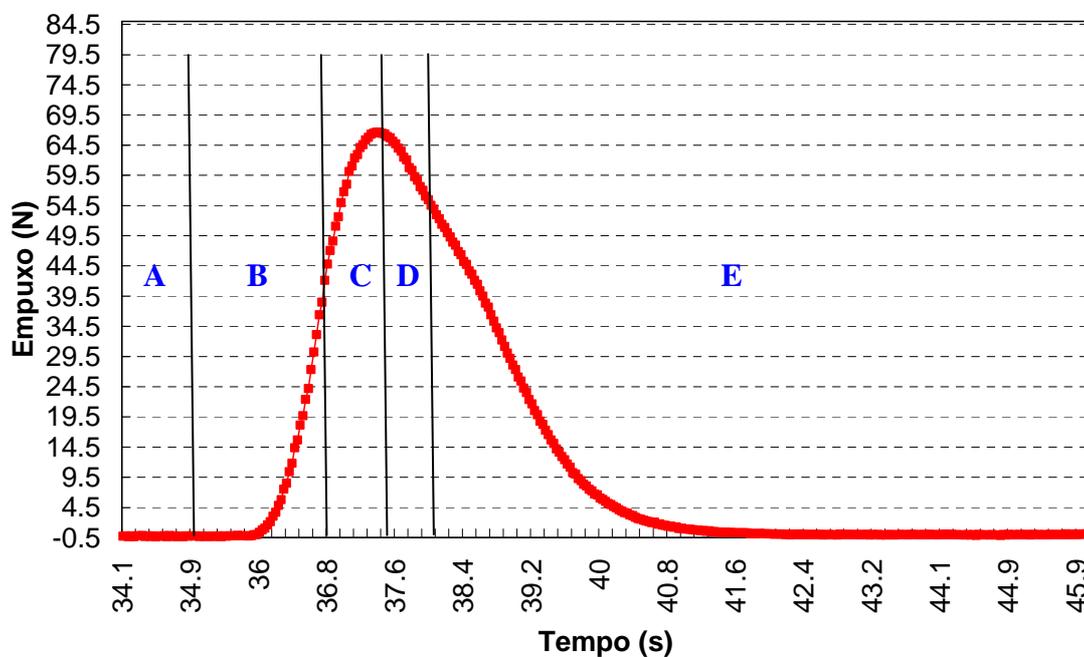


Figura 3.15 – Comportamento do empuxo durante o teste do motor com catalisador de óxido de manganês suportado em feltro de carbono.

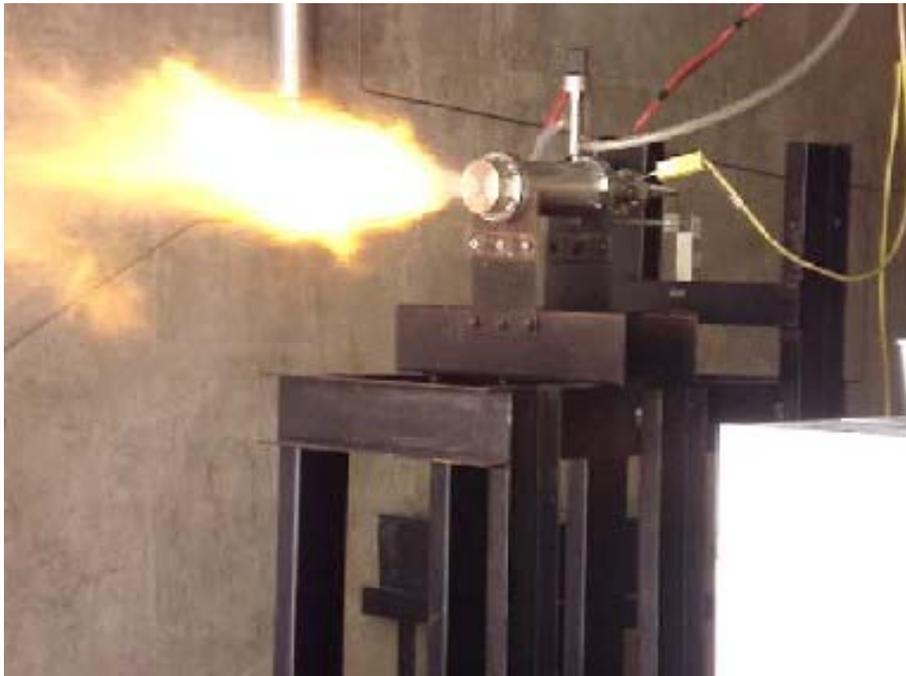


Figura 3.16 – Combustão resultante da ejeção de parafina e peróxido de hidrogênio vaporizado para catalisador de óxido de manganês em feltro de carbono.

Um teste, empregando catalisador a base de óxido de manganês suportado em alumina foi realizado. A troca do feltro pela alumina teve por objetivo evitar que o suporte fosse consumido durante o tiro. Como não havia alumina disponível para preencher totalmente o leito catalítico, teve de ser utilizado também o catalisador suportado em feltro apresentado anteriormente em parte do leito.

A temperatura no final do leito catalítico é maior pois peróxido de hidrogênio já chega em grande parte decomposto, e por isso, o catalisador suportado em alumina foi colocado nesta região e o outro suportado em feltro, colocado na região menos quente, para evitar que fosse consumido.

A Figura 3.17 mostra o catalisador suportado em alumina após o teste. O catalisador mostrou se eficiente na decomposição do peróxido de hidrogênio e resistiu à alta temperatura e forças devidas ao escoamento.



Figura 3.17 – Catalisador de óxido de manganês suportado em alumina retirado do leito catalítico após o teste.

Este teste foi realizado sob as mesmas condições do anterior exceto pela mudança do catalisador, e os resultados são apresentados nas Figuras 3.18, 3.19 e 3.20.

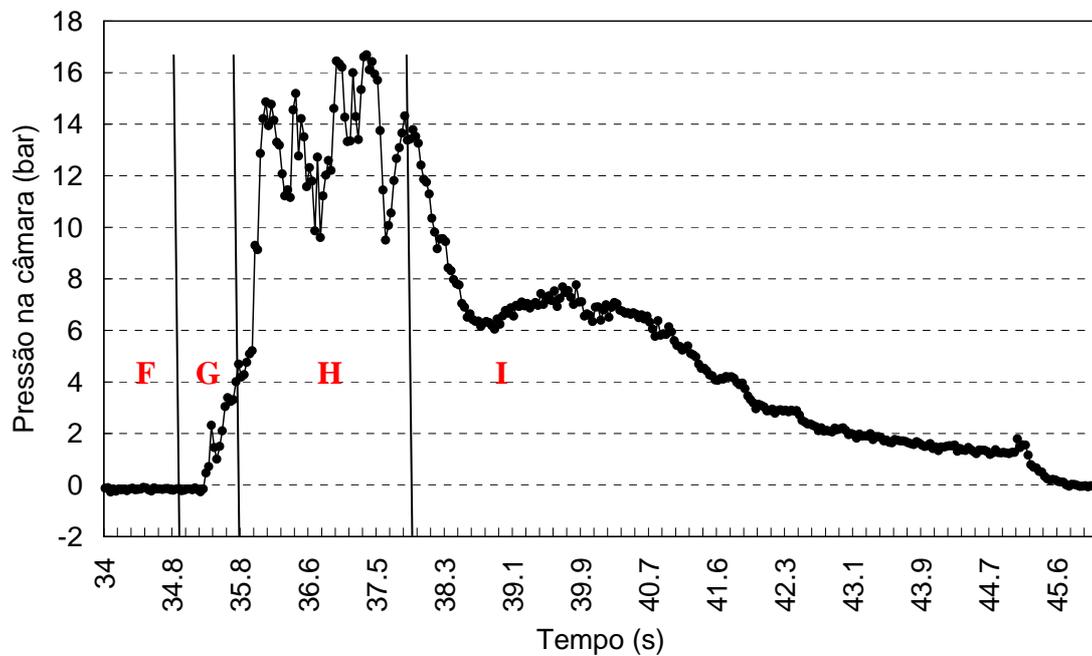


Figura 3.18 – Comportamento da temperatura durante o teste do motor Catalisador de óxido de manganês suportado em alumina.

A região F refere-se ao período que antecede a abertura da eletro-válvula. Na região G o peróxido de hidrogênio começa a escoar pelo leito catalítico, iniciando o processo de decomposição catalítica que irá aquecer e pressurizar a câmara de combustão. Em H inicia-se a combustão plena da parafina que dura aproximadamente dois segundos, quando então o catalisador suportado em feltro sofre degradação, o que causa a diminuição da temperatura dos gases provenientes do leito catalítico, cessando a combustão da parafina.

Neste teste, ao contrário do anterior, não houve liberação de peróxido de hidrogênio na fase líquida, pois, apesar do catalisador suportado em feltro ter se deteriorado, ainda havia catalisador suportado em alumina no leito. Este catalisador continuou decompondo peróxido de hidrogênio, mas os gases resultantes não alcançaram temperaturas suficientemente altas para sustentar a queima da parafina, como pode ser visto na região I da Figura 3.19.

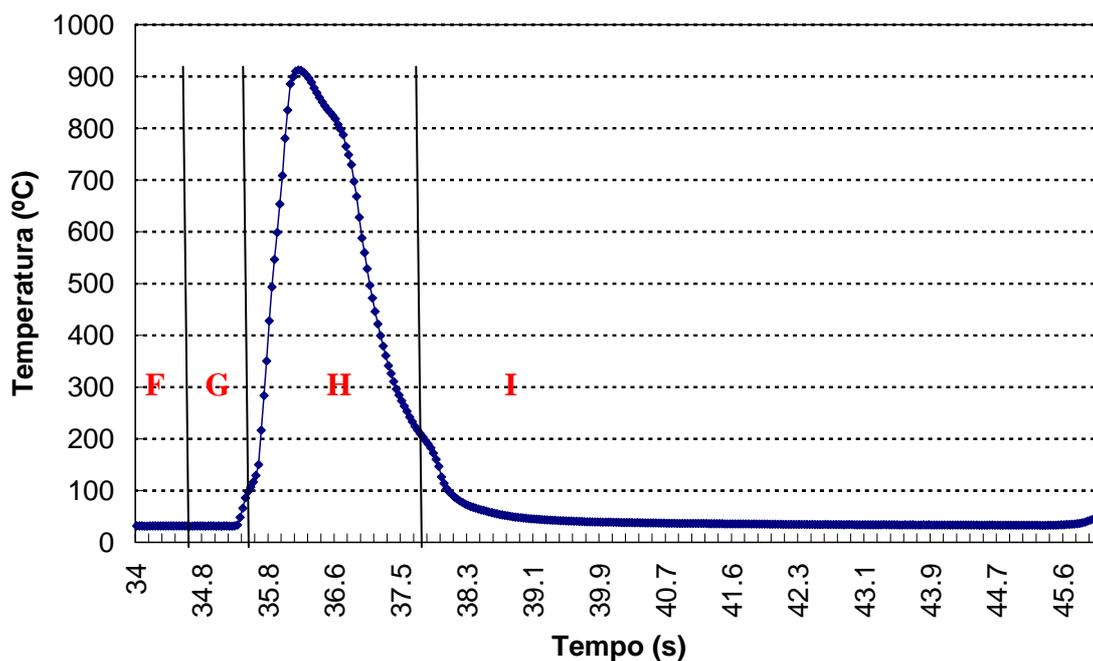


Figura 3.19 – Comportamento da temperatura durante o teste do motor Catalisador de óxido de manganês suportado em alumina.

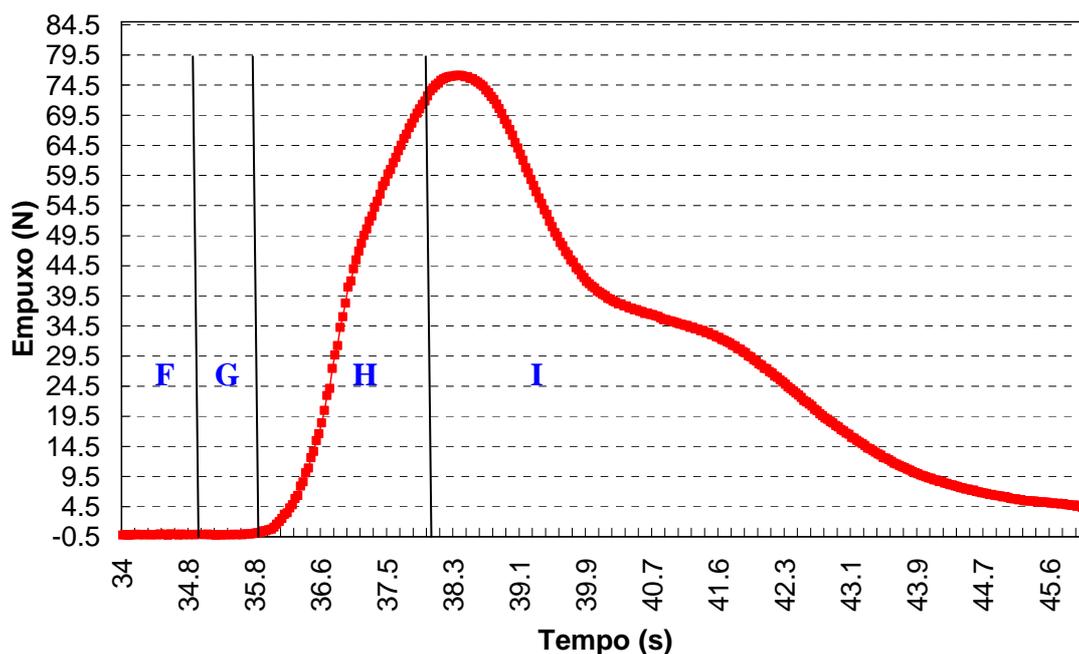


Figura 3.20 - Comportamento do empuxo durante o teste do motor Catalisador de óxido de manganês suportado em alumina.

Ao final deste segundo teste observou-se através da coloração avermelhada da parafina restante no motor e do próprio PVC que o mesmo havia queimado devidas altas temperaturas como visto na Figura 3.21.



Figura 3.21 – Parafina residual e cartucho de PVC após teste.

A Figura 3.22 mostra a parafina que não foi queimada durante o tiro, sendo esta, aproximadamente de 36% em massa da parafina inicial. Esta sobra ocorreu em função das baixas temperaturas geradas, como dito anteriormente.



Figura 3.22 – Parafina residual na câmara de combustão.

4 CONCLUSÕES E SUGESTÕES

O trabalho realizado teve como objetivo mostrar a viabilidade do emprego de parafina e peróxido de hidrogênio como propelentes de um sistema a propulsão híbrida, capaz de realizar missões de colocação de nano-satélites em órbita baixa da terra.

Como visto no decorrer deste trabalho, a parafina apresenta alta taxa de regressão, chegando a ser até quatro vezes maior do que as obtidas com outros combustíveis convencionais da propulsão híbrida, criando-se, assim, uma nova ramificação de possibilidades para sistemas híbridos que antes não eram alcançadas devido aos baixos níveis de empuxo.

Sistemas propulsivos que empregam peróxido de hidrogênio como propelente têm a grande vantagem de não necessitar de um sistema de ignição, que pode ser um dispositivo complexo, pesado e nem sempre confiável. O peróxido de hidrogênio decompõe-se cataliticamente a temperaturas suficientemente altas para a ignição do combustível. Essa característica de auto-ignição através de decomposição catalítica não se restringe apenas à parafina, cuja temperatura de ignição é de aproximadamente 200°C, mas também ao HTPB (polibutadieno hidroxilado) com temperatura de ignição por volta de 500°C ou PE (Polietileno) com temperatura de ignição de aproximadamente 340 °C.

O par propelente parafina e peróxido de hidrogênio, além de apresentar alta taxa de regressão, segue a nova tendência de sistemas propulsivos com baixos níveis de emissão de poluentes, uma vez que normalmente 80% dos gases ejetados são formados por água e gás carbônico.

Apesar de difícil acesso ao peróxido de hidrogênio em concentrações acima de 70%, existem equipamentos seguros e específicos para levá-lo até concentrações acima de 95%, e o emprego de peróxido de hidrogênio em largas escalas é totalmente viável e desejável, por ser um oxidante não carcinogênico solúvel em água, com alta densidade e não criogênico. Na

ausência destes equipamentos, foi mostrado neste trabalho que é possível obter peróxido de hidrogênio em altas concentrações através do processo de aquecimento e evaporação a pressão ambiente, porém este é um processo com perdas médias de 50% em massa quando o mesmo se inicia com peróxido a 70% e por isso é ineficiente para produções em grandes escalas. São necessários, portanto, investimentos financeiros no processo de concentração de peróxido de hidrogênio, se futuros trabalhos visarem o desenvolvimento de motores em escalas maiores, uma vez que podem ser utilizados muitos litros em apenas um teste.

Veículos espaciais adaptados para serem lançados de aviões se mostraram vantajosos por necessitarem de menores quantidades de propelente para realizar a mesma missão de um lançador saindo do solo. Essa considerável diminuição na massa do veículo reflete diretamente no custo de lançamento e colocação do satélite em órbita. Apesar de haver o custo de vôo do avião e sua adaptação, este não se compara aos custos referentes ao lançamento de um veículo espacial.

Sugere-se para trabalhos futuros que métodos iterativos sejam utilizados de forma que o modelo termoquímico e o modelo de distribuição de massas possam interagir de forma mais eficiente para determinar a configuração ótima do foguete.

O sistema de algoritmos aqui utilizado deve ser otimizado, de forma que cada vez mais variáveis possam ser tomadas mais próximas da realidade. Como exemplo podem ser citadas as variações na trajetória em função da latitude, variação do coeficiente de arrasto conforme a geometria particularizada do veículo e sua velocidade instantânea. Devem ser também aprofundados os estudos das relações temporais de cada variável, de maneira que não seja mais necessário o uso de valores médios, mas de valores instantâneos.

Foram testados quatro catalisadores, verificando-se que o catalisador de óxido de manganês suportado em alumina tem um bom potencial para resistir às

altas temperaturas de combustão, enquanto o suporte de feltro de carbono é consumido durante a queima.

Obtiveram-se resultados experimentais preliminares de um motor híbrido, atingindo-se valores acima de 70 N, com pressões na câmara de 16 atm, e temperaturas no leito catalítico de 800°C.

Sugere-se o prosseguimento de estudos de novos catalisadores adequados para a decomposição do peróxido de hidrogênio e de novos testes para aferir as taxas de regressão instantânea da parafina com diferentes concentrações do peróxido de hidrogênio e pressões na câmara.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- AEROSPACE AMERICA: New Horizons, Journey to a far frontier. Reston, Virginia: AIAA, v. 44. n. 11. Nov. 2006. p.16-18; Disponível em: <http://www.aiaa.org/aerospace/images/articleimages/pdf/AA_Nov06_II.pdf>. Acesso em: 11/01/2007
- ANDREWS, A.; Advantages of Hydrogen Peroxide as a Rocket Oxidant. **Journal of The British Interplanetary Society**, v.43, p.319-328, 1990.
- ANDREWS, E.G.D.; MECH, A.M.I.; MOTTRAM, A.W.T. Trends in the Development of Liquid Propellant Rocket Engines. **The aeronautical quarterly**. v.10, p. 199-210, Aug. 1959.
- BROWN, T. R.; LYDON, M. C. Testing of Paraffin-Based Hybrid Rocket Fuel Using Hydrogen Peroxide Oxidizer. In: AIAA REGION 5 STUDENT CONFERENCE, 2005, Wichita, USA. **Prodeedings...** Wichita: AIAA, 2005
- DAVIS Jr, N. S.; KEEFE, J. H. Concentrated Hydrogen Peroxide as a Propellant. **Industrial and Engineering Chemistry**, v.48, n.4, p. 745-748, April 1956.
- HEISTER, S. D.; WERNIMONT, E. J.; RUSEK, J. J. High test peroxide hybrid rocket research. In: HYDROGEN PEROXIDE PROPULSION WORKSHOP, 1998, Surrey England. **Proceedings...** Surrey England: [s.n], 1998..
- HUMBLE, R. W.; ALTMAN, D. Hybrid Rockets Propulsion Systems. In: HOLLANDER, M.A. (Ed.). **Space propulsion analysis and design**. New York: MCGRAW-HILL, 1995. cap. 7, p. 365-370
- HUZEL, D. K.; HUANG, D. H. Introduction To Liquid-Propellant Rocket Engines. In: SEEBASS, A. R. (Ed.). **Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engine**. Washington: AIAA, 1992. cap. 1, p. 4-17.

ISAKOWITZ, S. J, HOPKINS JR, J. P., HOPKINS, J. B. **International reference guide to space launch systems**. Washington, D.C.: AIAA, 1999 549 p.

KARABEYOGLU, A.; ZILLIAC, G.; CASTELLUCCI, P; URBANCZYK, P., STEVENS, J.; INALHAN, G.; CANTWELL, B, J. Development of high-burning-rate hybrid-rocket-fuel flight demonstrators. In: AIAA/ASME/SAE/ASEE JOINT PROPULSION CONFERENCE, 39., 2003, Huntsville, AL, USA. **Proceedings...** Huntsville: AIAA, 2003.

KARABEYOGLU, A.; ZILLIAC, G.; CANTWELL, B.J.; DEZILWA, S.; CASTELLUCCI, P. Scale-up tests of high regression rate liquefying hybrid rocket fuels. In: AEROSPACE SCIENCES MEETING AND EXHIBIT, 43., 2003, Reno, Nevada, USA. **Proceedings...** Reno, Nevada: AIAA, 2003.

KARABEYOGLU, 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.

MATHWORKS. **Matlab 6.0.0.88 release 12**. Natick, Massachusetts: MathWorks Inc, 2000. Disponível em:< <http://www.mathworks.com/>>. Acesso em: 08/04/2006

McCORMICK, A.; HULTGREN, E.; LICHTMAN, M.; SMITH, J.; SNEED, R.; AZIMI, S. Design, Optimization, and launch of a 3" diameter N₂O/Aluminized rocket. In: AIAA/ASME/SAE/ASEE JOINT PROPULSION CONFERENCE AND EXHIBIT, 41., 2005, Tucson, Arizona. **Proceedings...** Tucson: AIAA, 2005

MOORE, G. E.; BERMAN, K. A Solid-Liquid Rocket Propellant System. **Jet Propulsion**, v.26, p. 965-968, Nov. 1956.

NASA. **Chemical equilibrium with applications**. Cleveland, OH: Glenn Research Center. Disponível em :< <http://www.grc.nasa.gov/WWW/CEAWeb/>>. Acesso em: Jul. 2006

ORBITAL SCIENCES CORPORATION. 1996-2006. **Pegasus® user's guide**. Desenvolvido por Orbital Sciences Corporation.USA. 2007. Disponível em: < <http://www.orbital.com/NewsInfo/Publications/peg-user-guide.pdf> >. Acesso em: 07 de fev. de 2007.

PINE, S. H.; HENDRICKSON, J. B.; CRAM, D. J.; HAMMOND, G. S. Bonding in organic molecules. In: RICCI, J.; AMAR, J. S.; WAGLEY, S. (Ed.). **Organic Chemistry**. McGraw-Hill, 1980. cap. 3, p. 85.

PEROXIDE PROPULSION. **The history of hydrogen peroxide propulsion**. Desenvolvido por Peroxide Propulsion. Sweden. 2003-2008. Disponível em <<http://www.peroxidepropulsion.com/article/2>> Acesso em: May, 2006

SANTOS, L. M. C.; ALMEIDA, L. A. R; VERAS, C. A. G. **Design and flight test of a paraffin based rocket**. In: INTERNATIONAL CONGRESS OF MECHANICAL ENGINEERING, 18. 2005, Ouro Preto, Brasil. **Anais...** Ouro Preto: ABCM, 2005.

SCHUMB, W. C.; SATTERFIELD, C. N.; WENTWORTH, R. L. **Hydrogen peroxide**. New York: Reinhold Publishing Corporation, 1955. 759.p

SPACEDEV, INC. **SpaceShipOne**: History's first private manned space program. Desenvolvido por Rockets Away Media. USA. 2006. Disponível em: < http://www.spacedev.com/newsite/templates/subpage_3_article.php?pid=411&subNav=11&subSel=3>. Acesso em : May, 2006.

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

TIGRE S/A. **Produtos**. Desenvolvido por A2C. Brasil. 2006. Disponível em: <http://www.tigre.com.br/content.aspx?rcr_id=4&cp_r_id=7&cpr_id_pai=4&lnh_id=1&prd_id=792>. Acesso em: 31 de jan. 2006.

VENTURA, M. C.; HEISTER, S. D. Hydrogen peroxide as an alternative oxidizer for a hybrid rocket booster. **Journal of Propulsion and Power**, v.11, n.3, p. 562-565, May-Jun. 1995.

WALTER, H. Experience with the application of hydrogen peroxide for production of power. **Jet Propulsion**, v.24, p. 166-171, May-June 1954.

WERNIMONT, E.; VENTURA, M.; GARBODEN, G.; MULLENS, P. Past and present uses of rocket grade. In: INTERNATIONAL HYDROGEN PEROXIDE PROPULSION CONFERENCE, 2., 1999, West Lafayette, USA. **Proceedings...** West Lafayette: [s.n], 1999.

WILIAMS, G.; MACKLIN, F.; SARIGUL-KLIJN, M.; SARIGUL-KLIJN, N.; BENSON, J. Almost there: responsive space. In: RESPONSIVE SPACE CONFERENCE, 2. 2004, Los Angeles, USA. **Proceedings...** Los Angeles: AIAA, 2004.

APÊNDICE A

A palavra propulsão segundo Ferreira (1999), vem do latim “propulsus” que significa “impelir, fazer mover mediante força propulsora, impulsionar, impulsar”. Propulsão sob um ponto de vista geral é a ação de mudar o movimento de um corpo. O termo mais apropriado quando aplicado a foguetes é propulsão a jato que é definida como: “propulsão de um corpo provocado pela ejeção em alta velocidade, de um fluido através de um bocal apropriado, orientado em sentido oposto ao movimento do corpo, o que é originado pela conservação da quantidade de movimento”.

O princípio físico que governa a propulsão a jato é o da conservação da quantidade de movimento, que pode ser enunciada da seguinte forma:

“A quantidade de movimento total de um sistema só pode ser alterada por meio de forças externas que atuem sobre o sistema”.

Em outras palavras a quantidade de movimento total de um sistema isolado é constante em intensidade e direção.

A Figura 1 mostra o esquema da aplicação do princípio da conservação da quantidade de movimento para um corpo inicialmente com massa m , em que uma porção de massa dm está sendo expelida com velocidade de ejeção v_e .

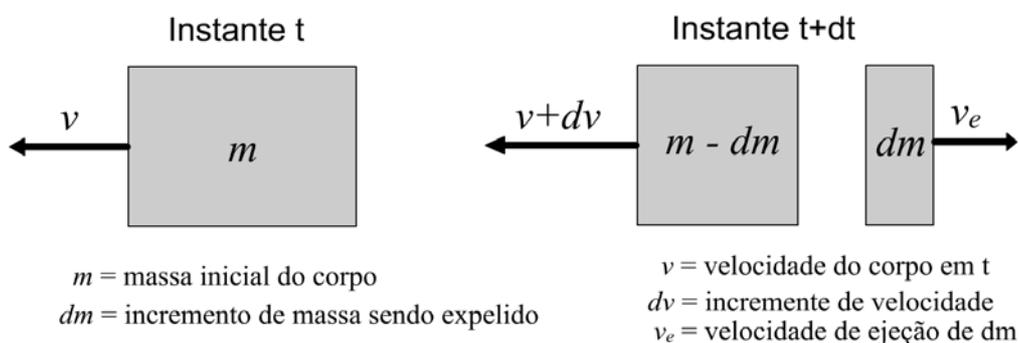


Figura A.1 – Corpo ejetando um elemento de massa.

A partir desse princípio, pode-se concluir que uma porção de massa dm sendo ejetada com velocidade v_e em sentido oposto ao movimento inicial, irá causar uma variação na quantidade de movimento na massa não ejetada, como mostrado na Figura 1, podendo ser equacionado da seguinte maneira:

$$dp = -dm v_e \quad (\text{A.1})$$

Se esta variação no momento ocorrer em um período de tempo dt , tem-se:

$$\frac{dp}{dt} = -\frac{dm}{dt} v_e \quad (\text{A.2})$$

Como houve variação da quantidade de movimento da massa não ejetada, existe uma força aplicada sobre ela, calculada pela segunda lei de Newton:

$$F = \frac{dp}{dt} \quad (\text{A.3})$$

Substituindo a Equação A.3 em A.2, obtém-se

$$F = -\frac{dm}{dt} v_e = \dot{m} v_e \quad (\text{A.4})$$

onde F é o empuxo gerado pela ejeção de massa do sistema e $\dot{m} = -dm/dt$ é a taxa de ejeção de massa ou, no caso de foguetes, a taxa de consumo de propelentes.

Os propelentes são queimados em uma câmara de combustão e geram produtos gasosos a alta temperatura. A energia térmica resultante da reação química é transformada em energia cinética por uma tubeira, ou seja, um bocal convergente-divergente, como mostrado no esquema da Figura A .2.

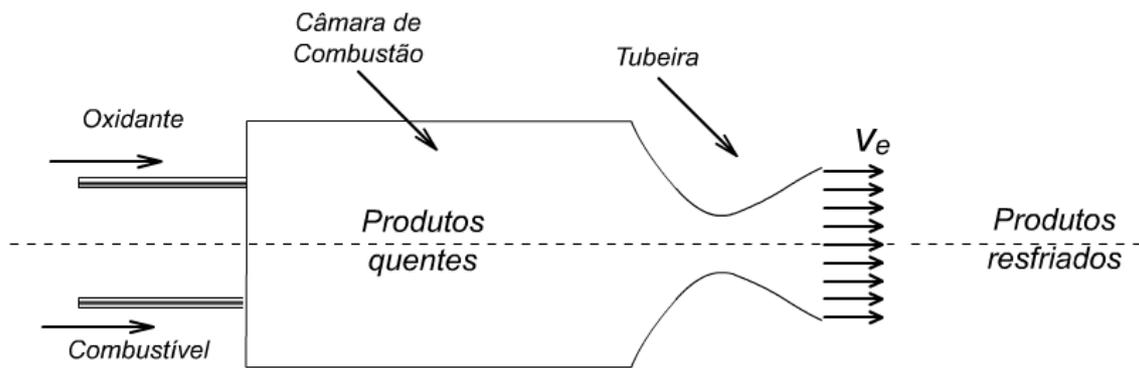


Figura A.2 – Esquema de uma câmara de combustão e tubeira de um foguete.

Os sistemas propulsivos podem ser classificados de diversas formas, segundo diversos critérios, por exemplo, conforme a fonte de energia utilizada:

Propulsão Química - a propelente sólido
 - a propelente líquido
 - a propelente gasoso
 - a propelente híbrido

Propulsão Elétrica - eletrotérmica
 - eletrostática
 - magnetoplasmadinâmica

Propulsão Nuclear - a reator de fissão
 - a reator de fusão
 - por decaimento de isótopos radioativos

Propulsão Solar - vela solar
 - aquecimento e expansão de um fluido

Propulsão “Exótica” - por microondas
 - por aceleradores eletromagnéticos

- aceleradores RAM
- detonações nucleares
- antimatéria, etc.

APÊNDICE B

O conceito de propulsão híbrida está relacionado ao fato dos propelentes serem armazenados em estados físicos diferentes, mas geralmente os motores híbridos empregam o oxidante no estado líquido e o combustível no estado sólido.

A Figura B.1 mostra um esquema simplificado de um motor híbrido.

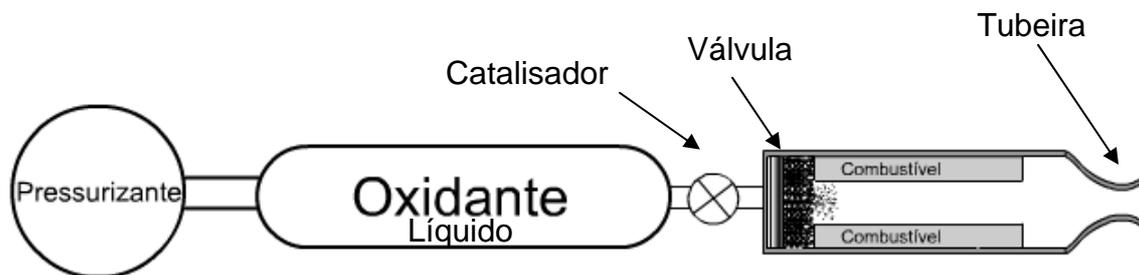


Figura B.1 - Esquema simplificado de um motor híbrido.

A Figura B.1 mostra alguns dos principais dispositivos de um sistema de propulsão híbrida típico, que podem variar de um sistema para outro em número e disposição.

O pressurizante mantém a pressão constante no tanque de oxidante, de forma a regular a vazão mássica deste.

O catalisador é o agente químico que irá acelerar a decomposição do oxidante, porém nem todos os sistemas híbridos necessitam deste agente, e isso dependerá se o oxidante precisa ou não ser decomposto.

A placa injetora é o dispositivo onde estão localizados os injetores que irão atomizar o oxidante, de forma que este se torne um spray e se espalhe pelo catalisador.

Grão propelente é o nome dado à massa de combustível, que pode ter diversas formas e diferentes tamanhos dependendo do desempenho desejado do sistema.

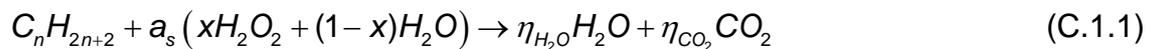
APÊNDICE C

A fim de determinar as condições de equilíbrio pelo método das constantes de equilíbrio é necessário fornecer estimativas iniciais para a solução do sistema não-linear de Equações 2.2 a 2.9. A seguir é descrito o método utilizado para obter estas estimativas iniciais, em função da razão de equivalência ϕ adotada.

C.1 Reação química estequiométrica ($\phi = 1$)

Para obter uma estimativa inicial da composição dos produtos em uma reação estequiométrica, consideram-se H_2O e CO_2 como os únicos produtos. Notar que no caso real outros produtos são também formados.

A Equação química para uma reação estequiométrica ideal entre uma parafina e um mistura aquosa com peróxido de hidrogênio tendo fração molar x , é dada por



Usando o princípio da conservação de átomos tem-se:

$$C: n = \eta_{CO_2} \quad (C.1.2)$$

$$H: 2n + 2 + (2x + 2(1-x))a_s = 2\eta_{H_2O}$$

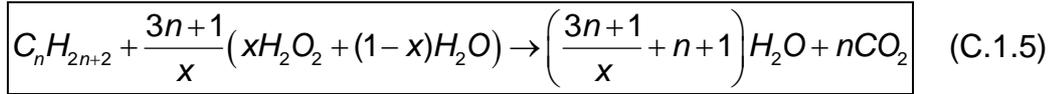
$$\eta_{H_2O} = n + 1 + a_s \quad (C.1.3)$$

$$O: (2x + (1-x))a_s = \eta_{H_2O} + 2\eta_{CO_2}$$

$$(x + 1)a_s = a_s + n + 1 + 2n$$

$$a_s = \left(\frac{3n+1}{x} \right) \quad (C.1.4)$$

resultando:

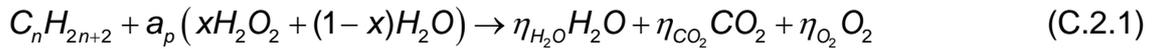


Em vez da fração molar x , é comum fazer uso da fração mássica y do peróxido. As frações molares e mássicas são relacionadas por

$$x = \frac{yM_{H_2O}}{M_{H_2O_2}(1-y) + yM_{H_2O}} \quad (C.1.6)$$

C.2 Reações com misturas pobres ($\phi < 1$)

São considerados os produtos: H_2O , CO_2 , O_2



Usando o princípio da conservação de átomos tem-se:

$$\text{átomos de C: } n = \eta_{CO_2} \quad (C.2.2)$$

$$\text{átomos de H: } 2n + 2 + (2x + 2(1-x))a_p = 2\eta_{H_2O}$$

$$\eta_{H_2O} = n + 1 + a_p \quad (C.2.3)$$

$$\text{Átomos de O: } (2x + (1-x))a_p = \eta_{H_2O} + 2\eta_{CO_2} + 2\eta_{O_2}$$

$$(x+1)a_p = a_p + n + 1 + 2n + 2\eta_{O_2}$$

$$\eta_{O_2} = (xa_p - n - 1) / 2 \quad (C.2.4)$$

A razão de equivalência é definida como

$$\Phi = \frac{f}{f_s} \quad (C.2.5)$$

onde,

$$f = \frac{\text{massa de combustível}}{\text{massa de oxidante}} \quad (\text{C.2.6})$$

$$f_{\text{stq}} = \frac{\text{massa de combustível estequiométrica}}{\text{massa de oxidante estequiométrica}} \quad (\text{C.2.7})$$

do equacionamento para reações estequiométricas sei que,

$$f_{\text{stq}} = \frac{C_n H_{2n+2}}{\frac{3n+1}{x} (xM_{H_2O_2} + (1-x)M_{H_2O})} \quad (\text{C.2.8})$$

e do equacionamento atual

$$f = \frac{C_n H_{2n+2}}{a_p (xM_{H_2O_2} + (1-x)M_{H_2O})} \quad (\text{C.2.9})$$

trabalhando com as Equações C.2.5, C.2.8 e C.2.9, obtém-se,

$$\Phi = \frac{f}{f_s} = \frac{\left[\frac{C_n H_{2n+2}}{a_p (xM_{H_2O_2} + (1-x)M_{H_2O})} \right]}{\left[\frac{C_n H_{2n+2}}{\left(\frac{3n+1}{x} \right) (xM_{H_2O_2} + (1-x)M_{H_2O})} \right]} = \frac{\left(\frac{3n+1}{x} \right)}{a_p} \quad (\text{C.2.10})$$

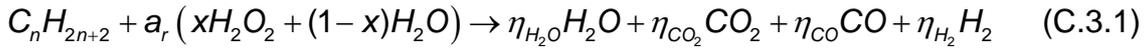
$$a_p = \left(\frac{3n+1}{\Phi x} \right) \quad (\text{C.2.11})$$

assim resultando em:

$$\boxed{C_n H_{2n+2} + \frac{3n+1}{\Phi x} (xH_2O_2 + (1-x)H_2O) \rightarrow \left(\frac{3n+1}{\Phi x} + n+1 \right) H_2O + nCO_2 + \frac{1}{2} \left(\frac{3n+1}{x} - 3n-1 \right) O_2} \quad (\text{C. 2.12})$$

C.3 Reações com misturas ricas ($\phi > 1$)

Neste caso é considerada a reação química



Usando o princípio da conservação de átomos tem-se:

$$C: n = \eta_{CO_2} + \eta_{CO} \quad (C.3.2)$$

$$H: 2n + 2 + (2x + 2(1-x))a_r = 2\eta_{H_2 O} + 2\eta_{H_2}$$

$$\eta_{H_2 O} + \eta_{H_2} = n + 1 + a_r \quad (C.3.3)$$

$$O: (2x + (1-x))a_r = \eta_{H_2 O} + 2\eta_{CO_2} + \eta_{CO}$$

$$(x+1)a_r = \eta_{H_2 O} + 2\eta_{CO_2} + \eta_{CO} \quad (C.3.4)$$

Há, portanto, 4 incógnitas ($\eta_{H_2 O}, \eta_{CO_2}, \eta_{CO}, \eta_{H_2}$) e 3 Equações C.3.2, C.3.3 e C.3.4

Trabalhando com as equações obtêm-se equações para $\eta_{CO_2}, \eta_{CO}, \eta_{H_2}$ em função de $\eta_{H_2 O}$:

$$\eta_{CO_2} = -n + \left(\frac{3n+1}{\Phi} \right) \left(1 + \frac{1}{x} \right) - \eta_{H_2 O} \quad (C.3.5)$$

$$\eta_{CO} = 2n - \left(\frac{3n+1}{\Phi} \right) \left(1 + \frac{1}{x} \right) + \eta_{H_2 O} \quad (C.3.6)$$

$$\eta_{H_2} = n + 1 + \left(\frac{3n+1}{\Phi x} \right) - \eta_{H_2 O} \quad (C.3.7)$$

Como os reagentes envolvidos são os mesmos tanto nas misturas pobres quanto nas ricas, então de forma análoga feita no item 2, pode-se obter,

$$a_r = \left(\frac{3n+1}{\Phi x} \right) \quad (C.3.8)$$

restando agora, determinar η_{H_2O} . A obtenção de η_{H_2O} é feita de forma iterativa através da Equação do gás d'água e da 1ª lei da termodinâmica.

Equação do gás d'água:



A relação de equilíbrio para o gás d'água e dado por,

$$K_{ga} = \frac{\eta_{H_2O} \eta_{CO}}{\eta_{H_2} \eta_{CO_2}} \left(\frac{P}{n_{total}} \right)^{(1+1)-(1+1)} \quad (C.3.10)$$

onde η_{total} , é a soma dos números de moles das espécies envolvidas nos produtos.

$$\eta_{total} = \eta_{H_2O} + \eta_{CO_2} + \eta_{H_2} + \eta_{CO}$$

Substituindo as Equações C.3.2, C.3.3 e C.3.4 em C.3.10, obtém-se

$$K_{ga} = \left\{ \frac{\eta_{H_2O} \left[2n - \left(\frac{3n+1}{\Phi} \right) \left(1 + \frac{1}{x} \right) + \eta_{H_2O} \right]}{\left(n+1 + \left(\frac{3n+1}{\Phi x} \right) - \eta_{H_2O} \right) \left(-\eta_{H_2O} - n + \left(\frac{3n+1}{\Phi} \right) \left(1 + \frac{1}{x} \right) \right)} \right\} \quad (C.3.11)$$

e definindo

$$\alpha = 2n - \left(\frac{3n+1}{\Phi} \right) \left(1 + \frac{1}{x} \right) \quad (C.3.12)$$

$$\beta = -n + \left(\frac{3n+1}{\Phi} \right) \left(1 + \frac{1}{x} \right) \quad (C.3.13)$$

$$\gamma = n+1 + \left(\frac{3n+1}{\Phi x} \right) \quad (C.3.14)$$

obtem-se seguinte Equação:

$$\eta_{H_2O}^2(1 - K_{ga}) + \eta_{H_2O}(\alpha + \beta K_{ga} + \gamma K_{ga}) - \beta\gamma K_{ga} = 0 \quad (C.3.15)$$

Da Equação C.3.15, é obtido η_{H_2O} , e conseqüentemente $\eta_{CO_2}, \eta_{H_2}, \eta_{CO}$.

O método para obter os números de moles dos produtos é iterativo por depender de T_s , que também não é conhecida, ou seja, para uma dada T_s , calculam-se os valores de $\eta_{H_2O}, \eta_{CO_2}, \eta_{H_2}, \eta_{CO}$ e através da 1ª lei da termodinâmica é feita a validação dos valores obtidos.

C.4 Cálculo da entalpia de formação de uma parafina

Para aplicar a primeira lei da termodinâmica ($H_R = H_P$) para combustão a pressão constante e calcular a composição e a temperatura de equilíbrio, é necessário conhecer antes a entalpia de formação da parafina C_nH_{2n+2} . Como o valor desta não é Tabelado para todos os tamanhos de cadeia molecular, utiliza-se o método descrito a seguir para estimar a entalpia de formação.

A Figura C.1 mostra o esquema de uma molécula de parafina.

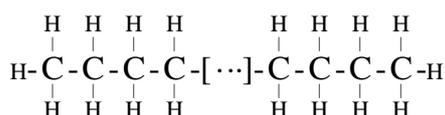
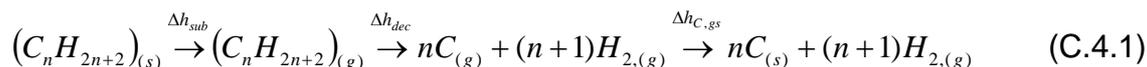


FIGURA C.1 – Molécula de parafina C_nH_{2n+2} .

Uma parafina pode ser decomposta em seus elementos fundamentais pela reação:



Neste processo são consideradas três variações de entalpia:

i) Δh_{sub} para sublimação da parafina sólida

ii) Δh_{dec} para decompor a parafina gasosa em gases simples

iii) $\Delta h_{C,gas-sólido}$ para transformar o carbono de gás para sólido que é a forma mais estável

O item i pode ser obtido experimentalmente, o item iii corresponde à entalpia de formação do carbono gasoso, igual a 715 kJ/mol de C e o item ii pode ser calculado da maneira descrita a seguir.

Observando a molécula mostrada na Figura C.1, devem-se quebrar:

$n - 1$ ligações C-C, necessitando $347(n-1)$ kJ/mol

$2n + 2$ ligações C-H, necessitando $414(2n+2)$ kJ/mol

e devem ser formadas

$n + 1$ moléculas H_2 , liberando $436(n+1)$ kJ/mol

fornecendo assim

$$\Delta h_{dec} = -347(n-1) - 828(n+1) + 436(n+1) \text{ kJ/mol}$$

Somando-se a esta entalpia de decomposição, à entalpia de formação do carbono gasoso e à entalpia de sublimação da parafina sólida, obtém-se então que:

$$\bar{h}_{f,sólido}^0 = -(24n + 45 + \Delta \bar{h}_{sub}) \text{ kJ/mol} \quad (C.4.2)$$

Para o caso do $C_{20}H_{42}$, tem-se $\bar{h}_{f,C_{20}H_{42},s} = -24(20) - 45 - 179 = -704$ kJ/mol .

APÊNDICE D

Neste Apêndice estão os desenhos cotados em sua forma final. Para melhor entendimento da disposição de cada dispositivo veja as Figuras 2.7 da seção 2.2.2 e D.4 deste Apêndice.

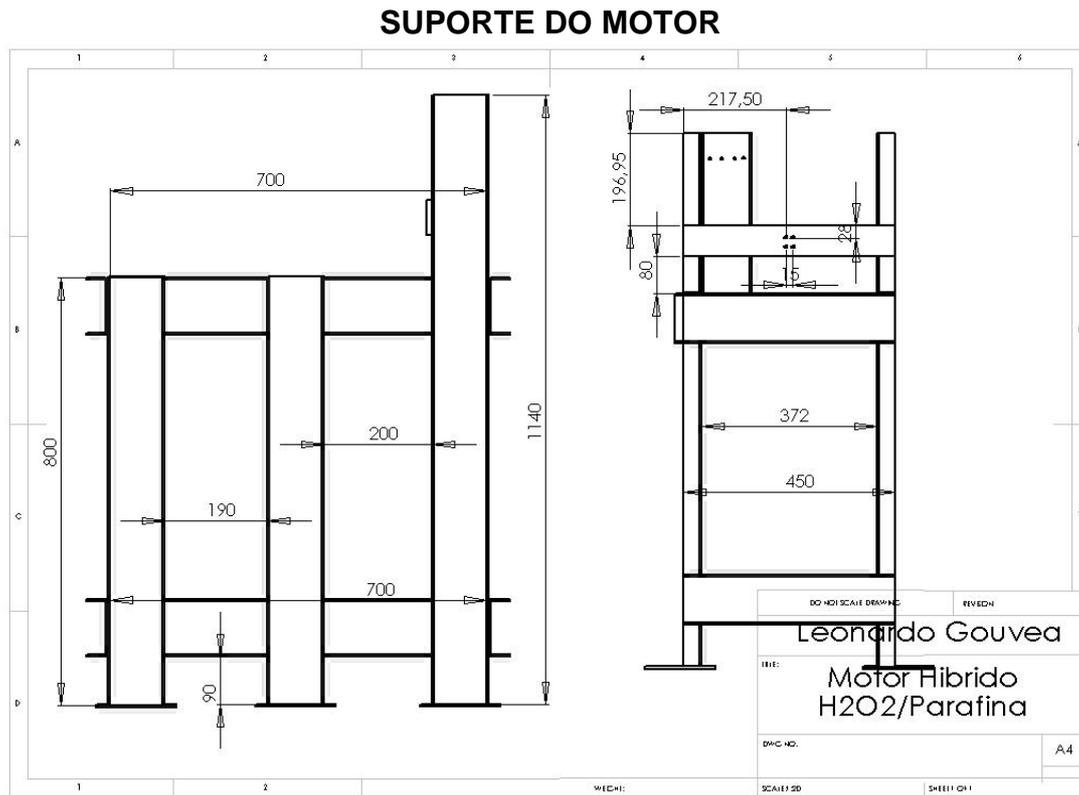


Figura D.1 – Cotas do suporte montado com perfilados de ferro, onde foram afixados a balança de empuxo, o motor, célula de carga e eletro-válvula.

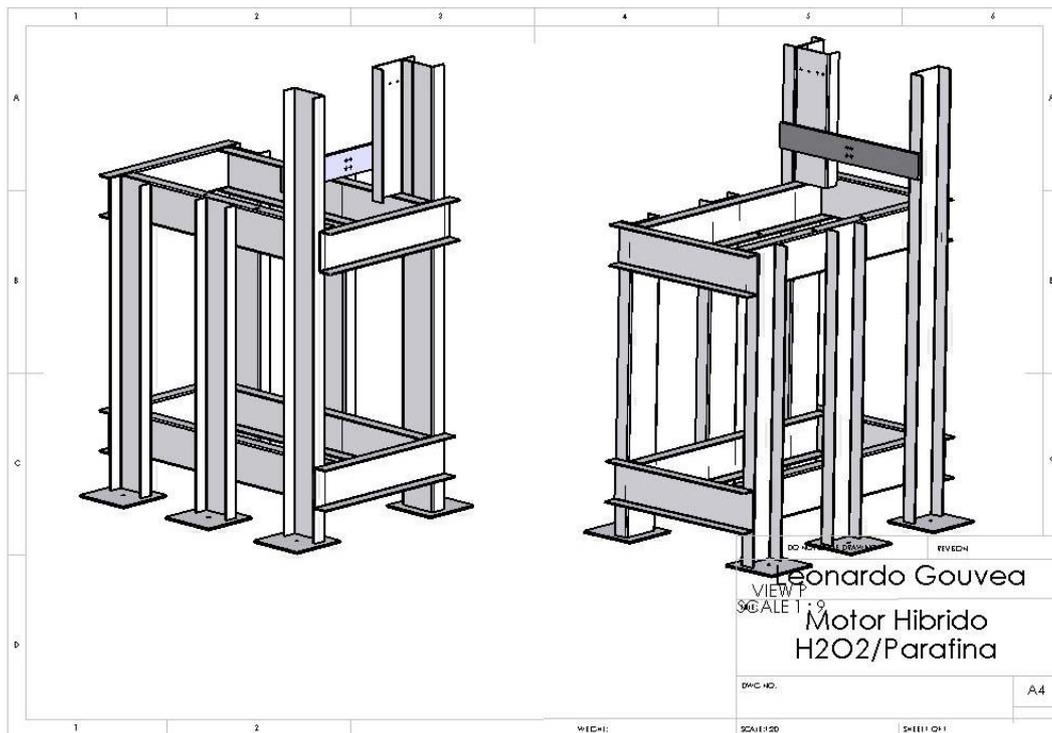


Figura D.2 – Visão tridimensional do suporte montado com perfilados de ferro, onde foram fixados a balança de empuxo, o motor, célula de carga e eletro-válvula.

BALANÇA

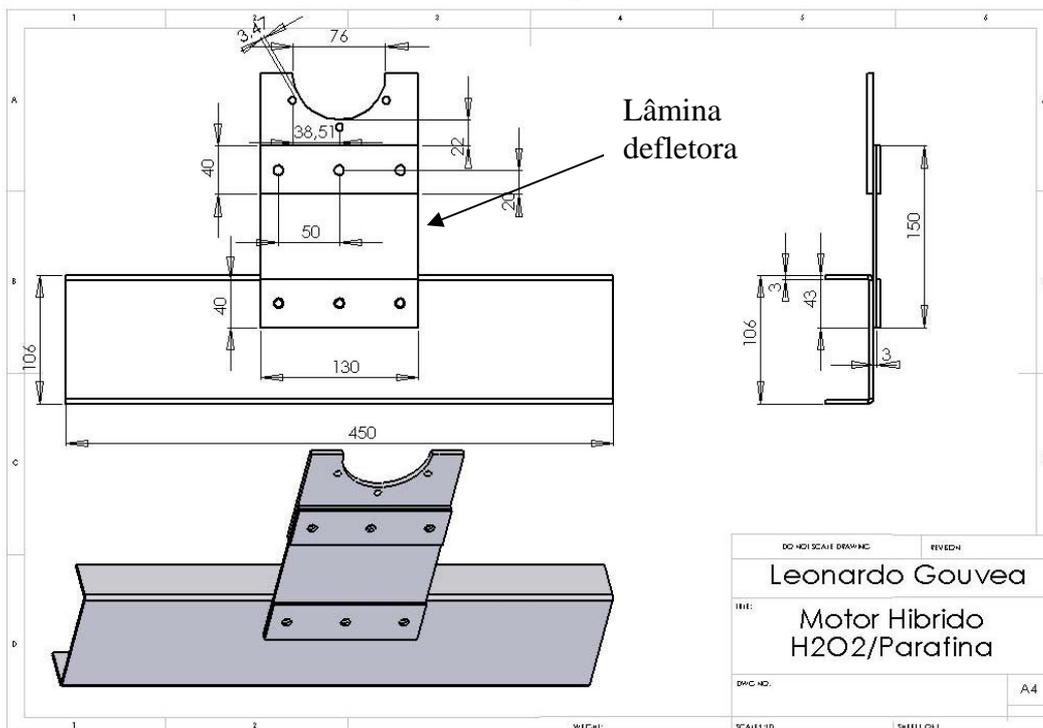


Figura D.3 – Balança de empuxo.

MOTOR

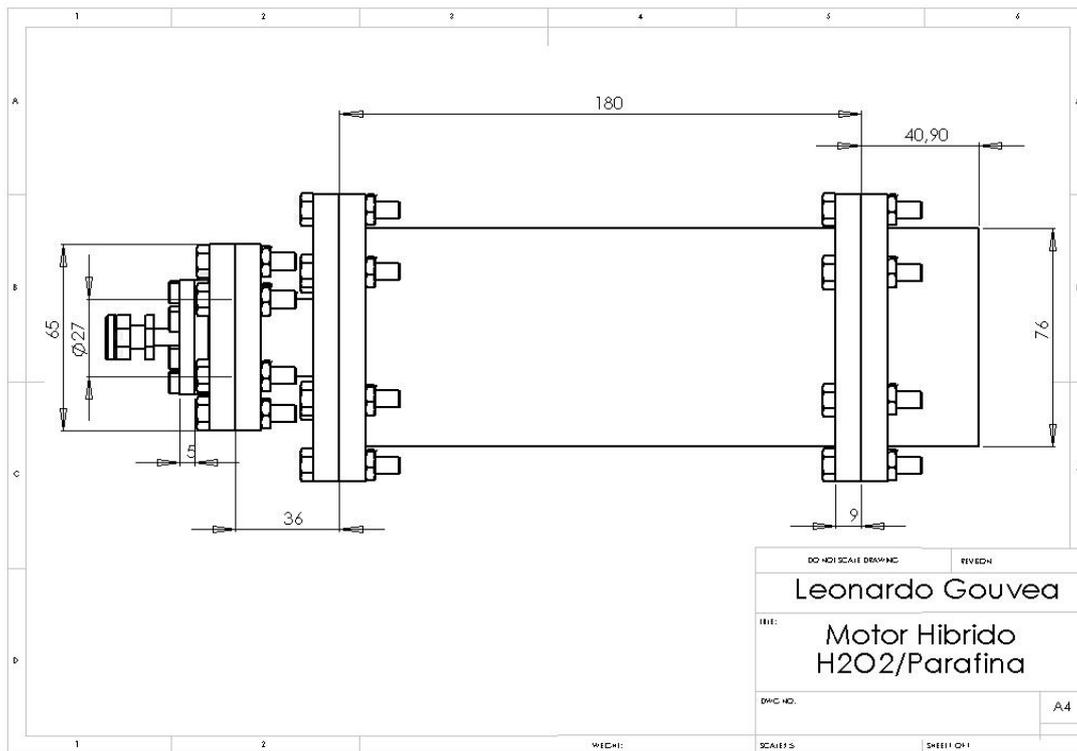


Figura D.4 – Visão externa geral do motor e suas cotas.

SISTEMA DE INJEÇÃO

O sistema de injeção é composto por três módulos que podem ser trocados ou modificados de forma independente.

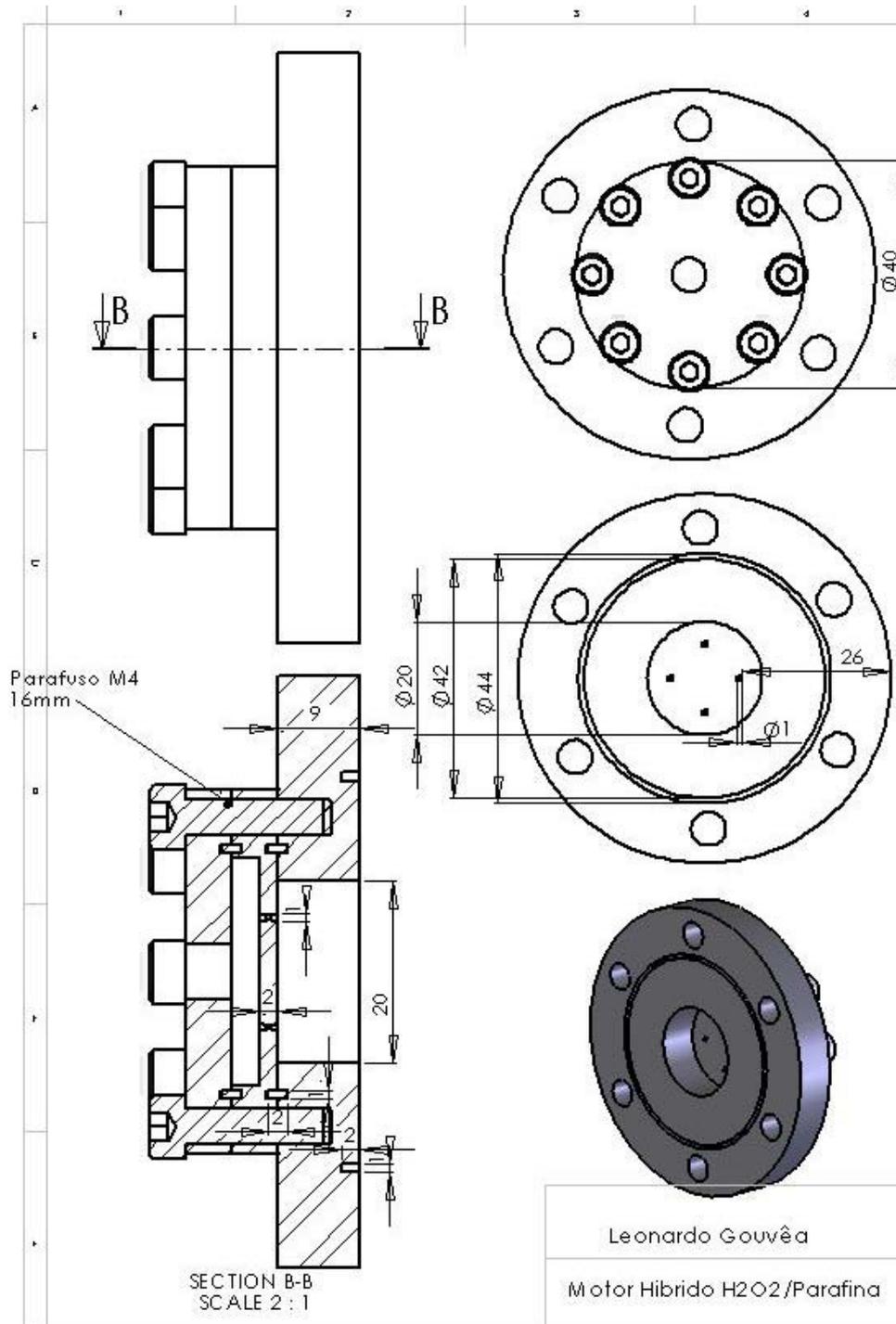


Figura D.5 – Sistema de injeção, composta por três peças unidas por parafusos M4 e anéis de vedação em teflon.

ENTRADA DO INJETOR

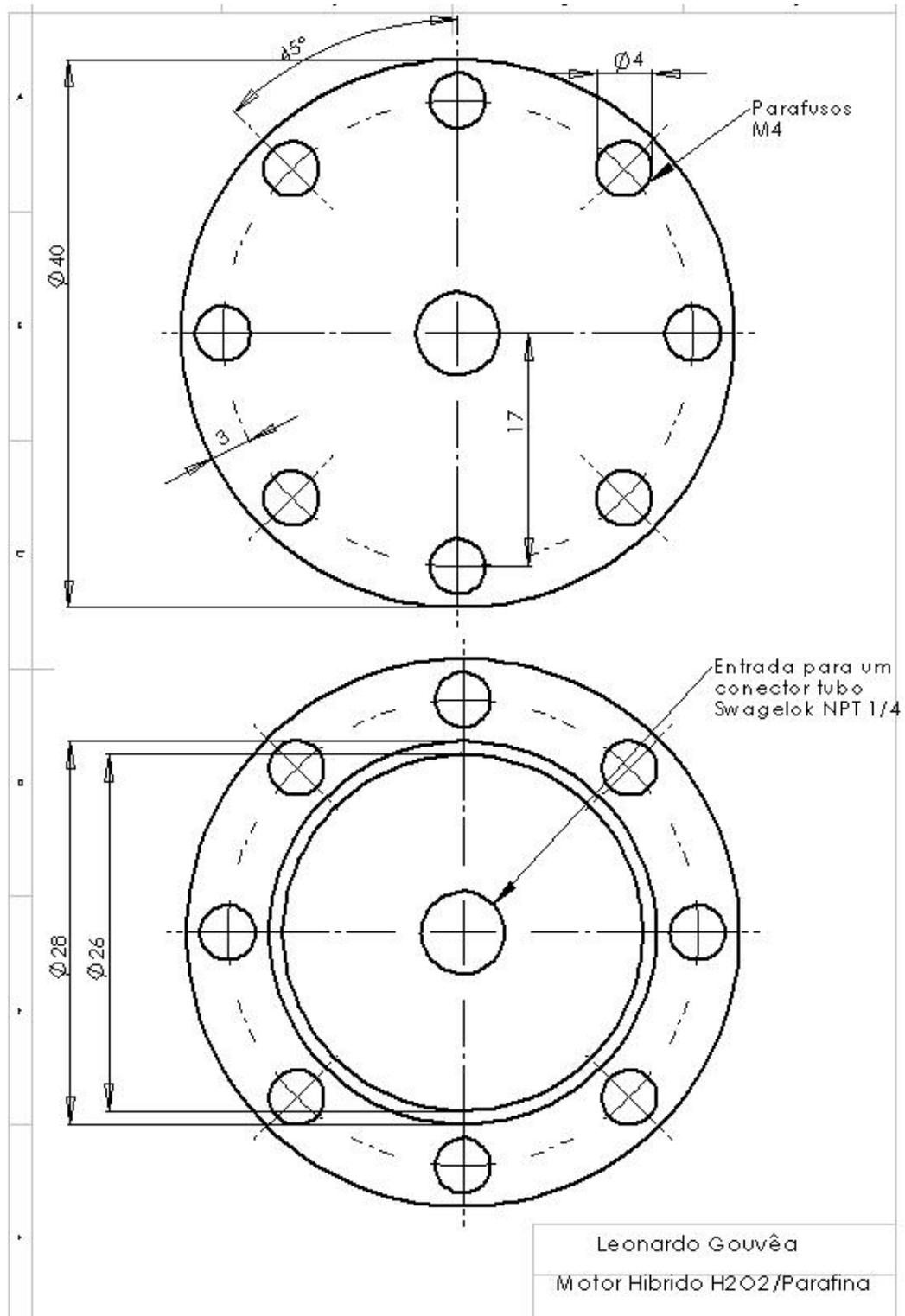


Figura D.6 – Entrada do sistema de injeção, conecta a mangueira flexível ao sistema.

BICO INJETOR

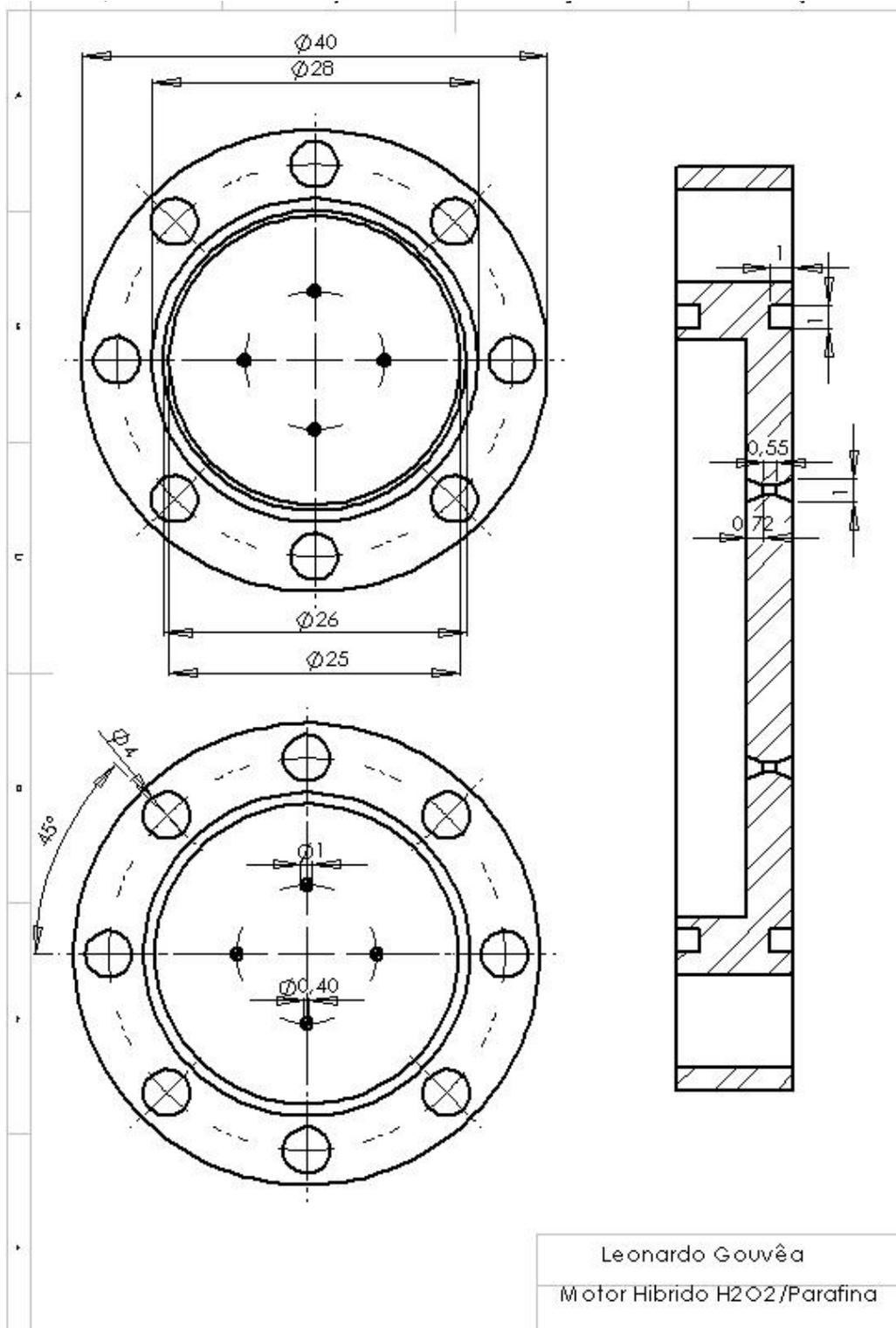


Figura D.7 – Bico injetor.

CONECTOR SISTEMA DE INJEÇÃO - LEITO CATALÍTICO

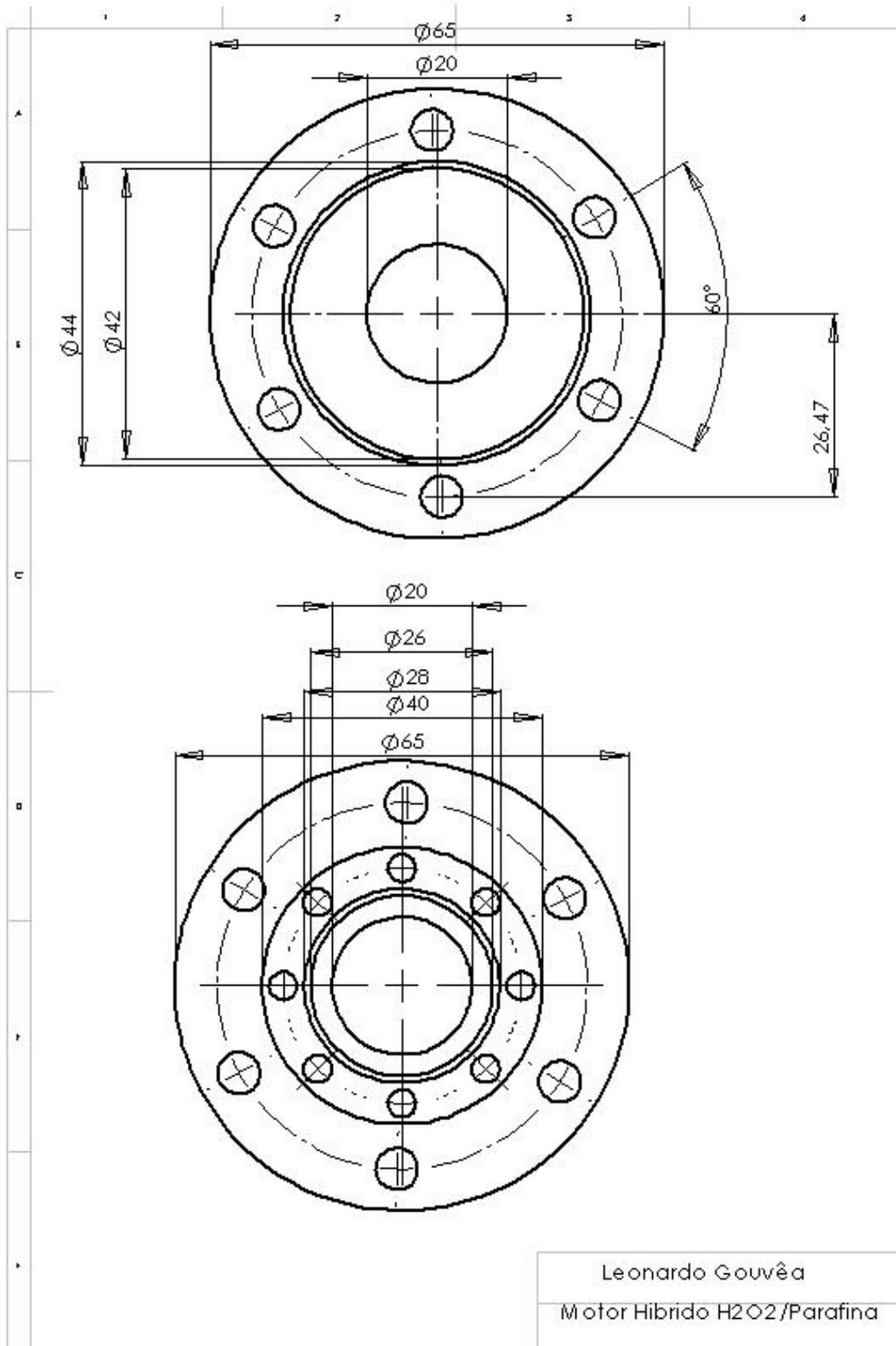


Figura D.8 – Conector que liga o sistema de injeção ao leito catalítico.

ANEL DE VEDAÇÃO DO INJETOR

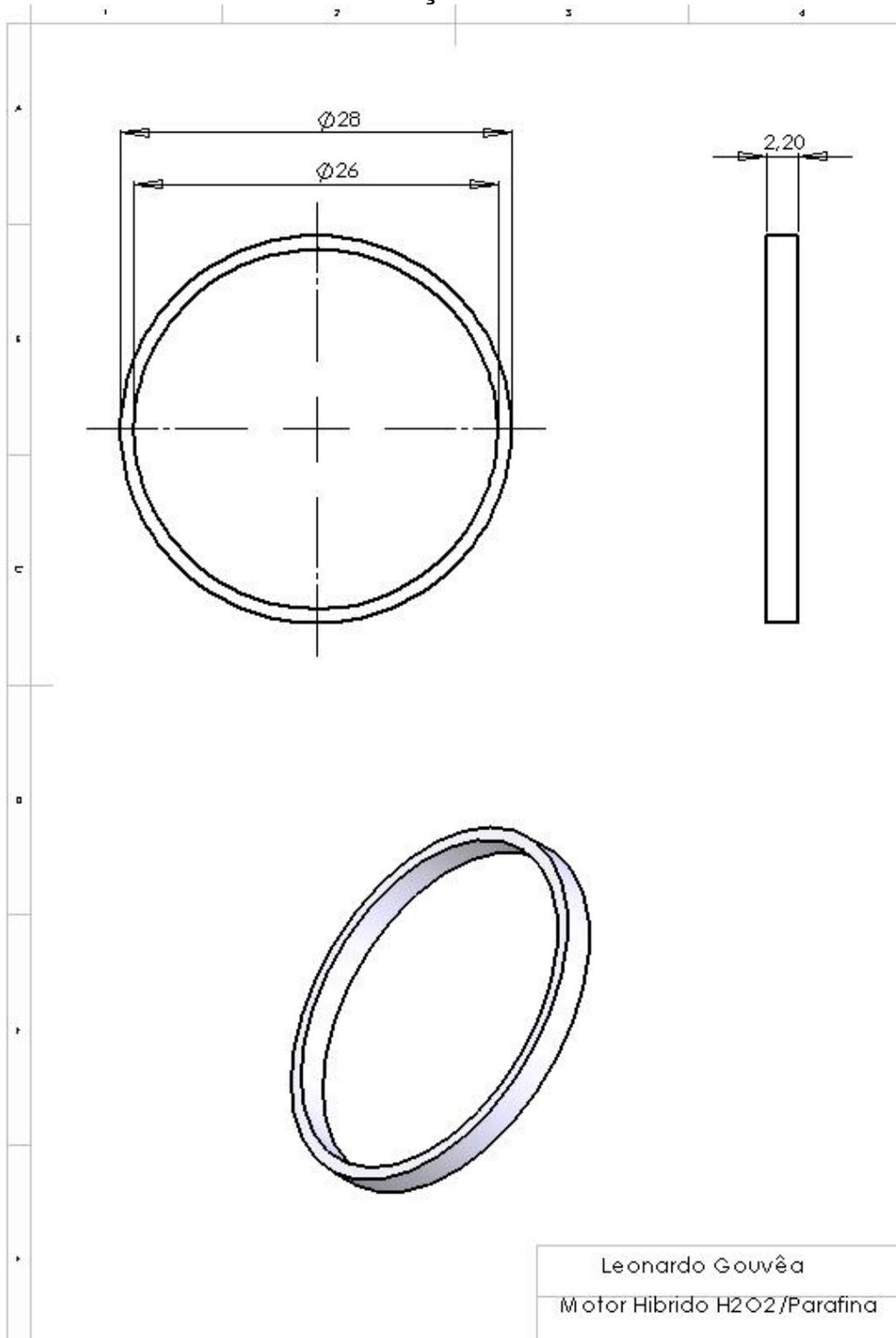


Figura D.9 – Anel de vedação do injetor, feito em teflon.

EXPANSOR DE GASES PROVENIENTES DO LEITO CATALÍTICO

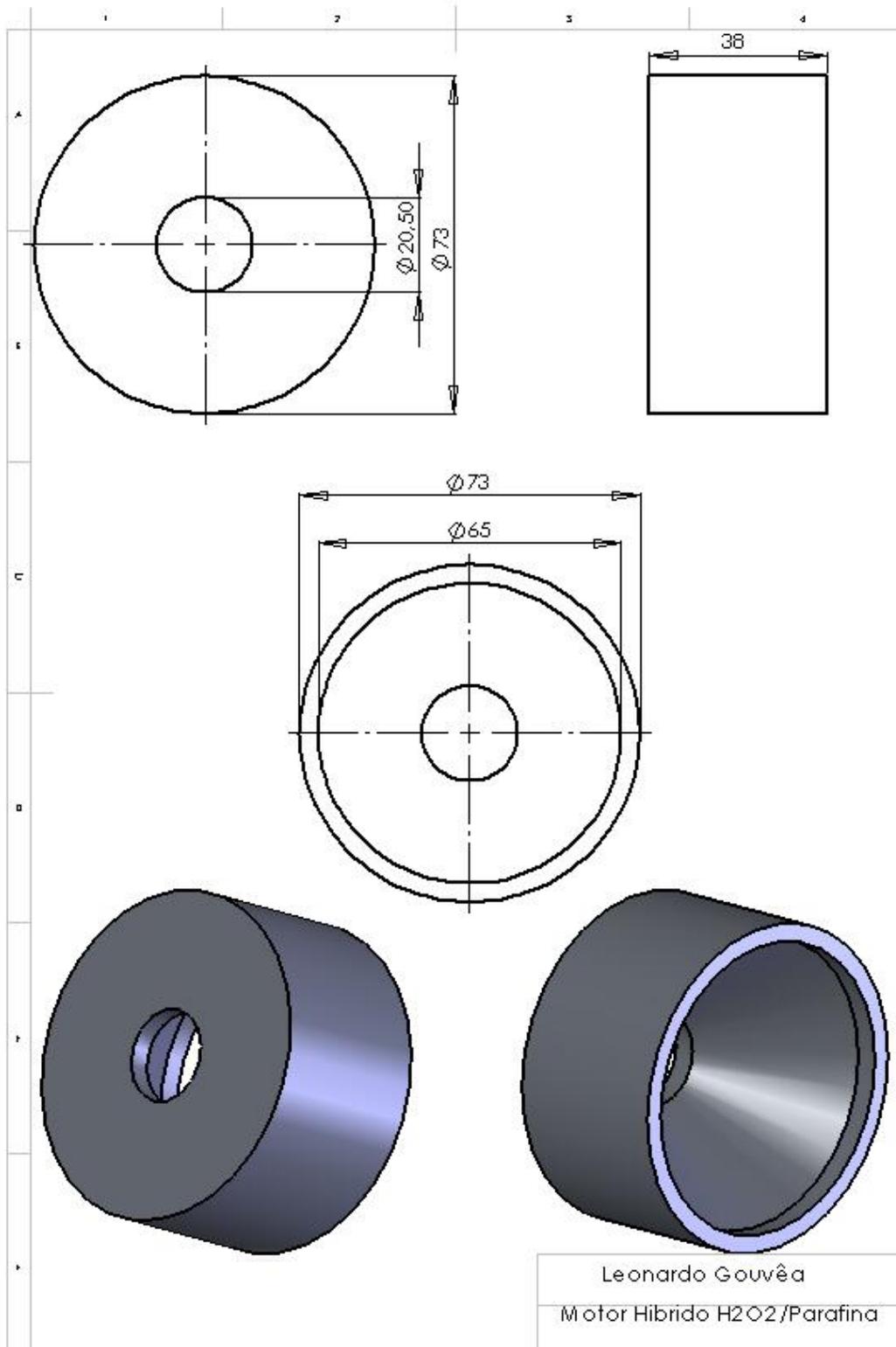


Figura D.10 – Expansor de gases gerados pela decomposição catalítica do peróxido de hidrogênio.

TELA RETENTORA DE CATALISADOR

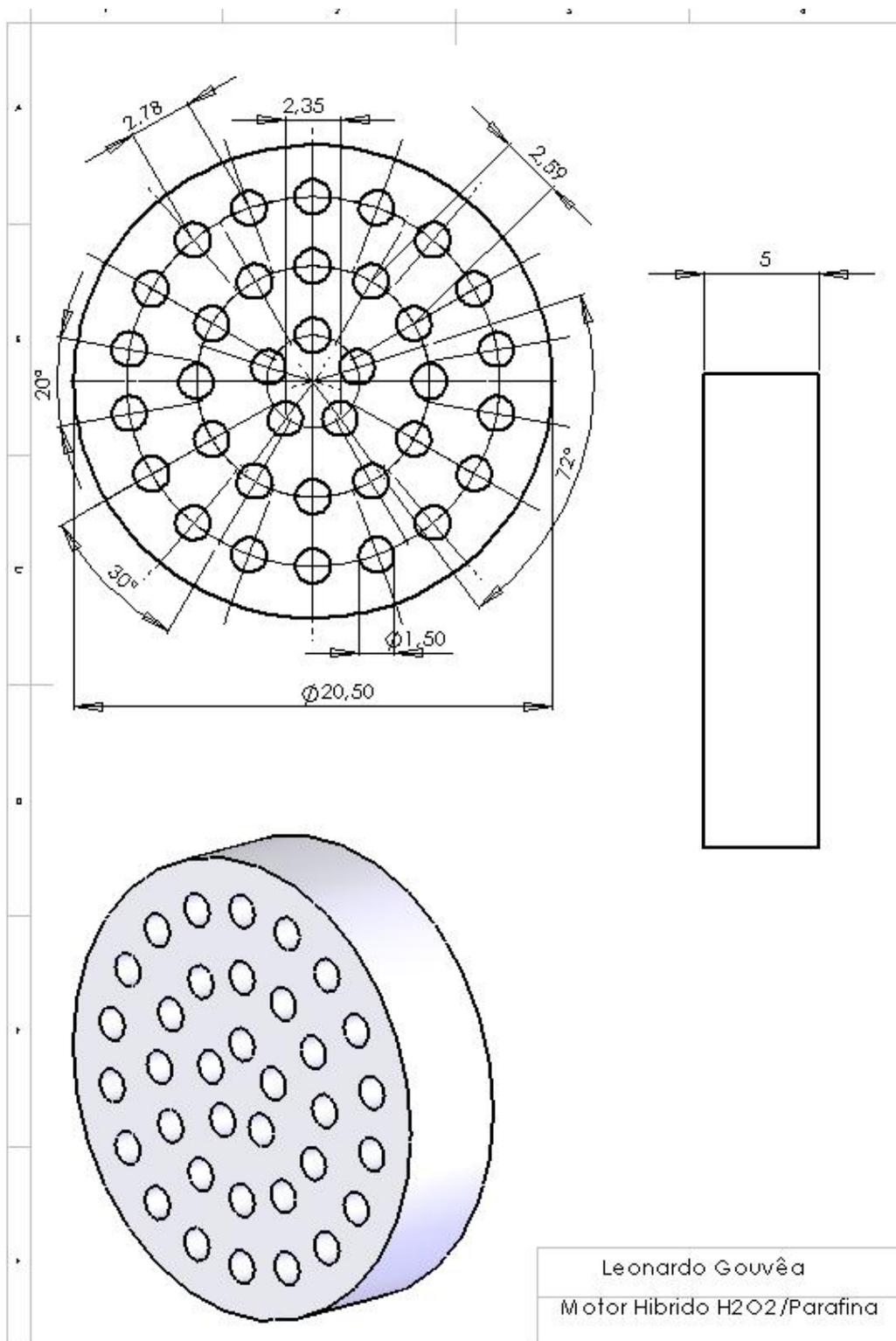


Figura D.11 – Disco perfurado, permite que o gás adentre a câmara de combustão, porém, segura as telas com catalisador.

FLANGE DO LEITO CATALÍTICO

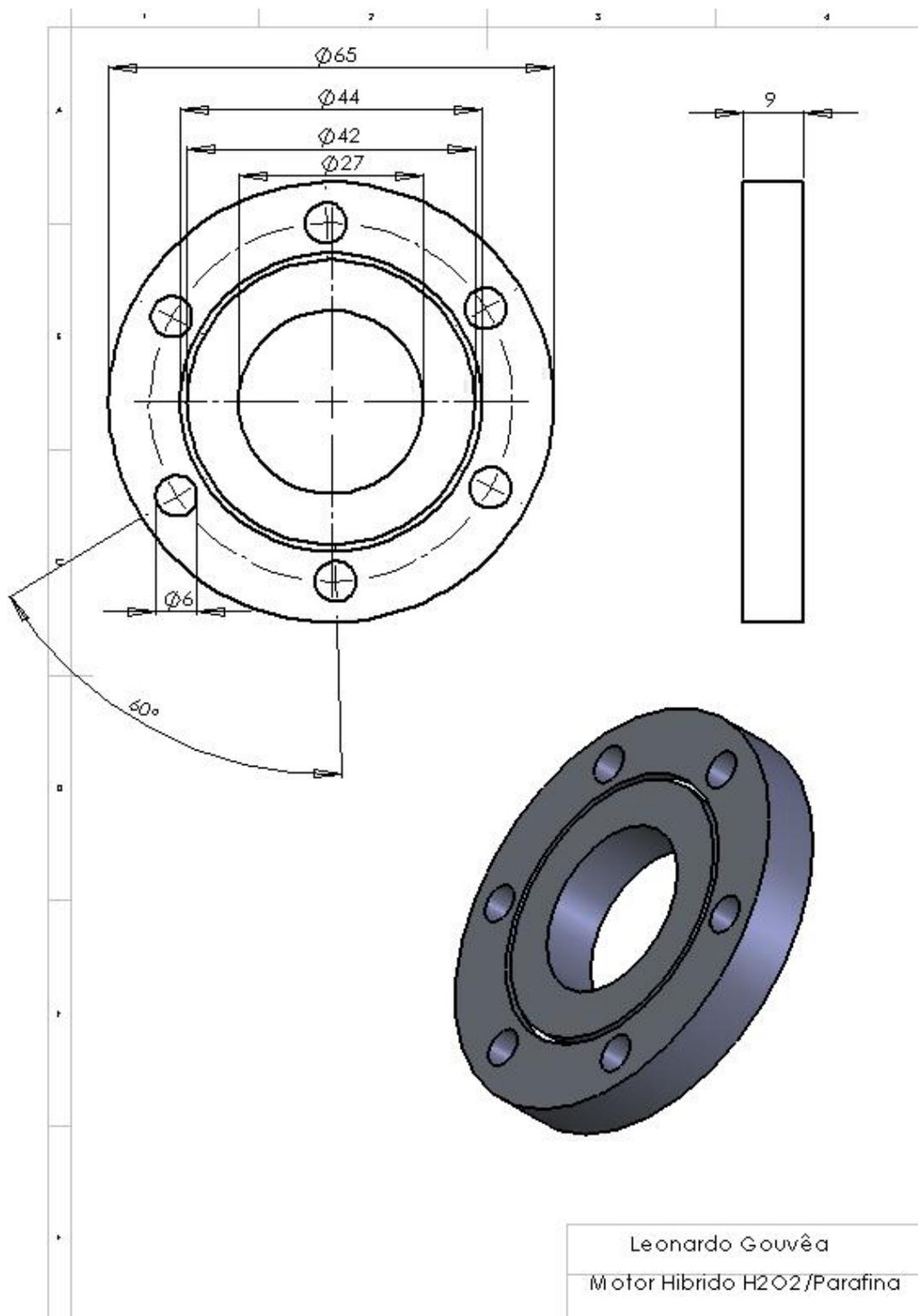


Figura D.12 – Flange que liga o leito catalítico ao sistema injetor ou a outro módulo de leito catalítico.

ANEL DE VEDAÇÃO DO LEITO CATALÍTICO

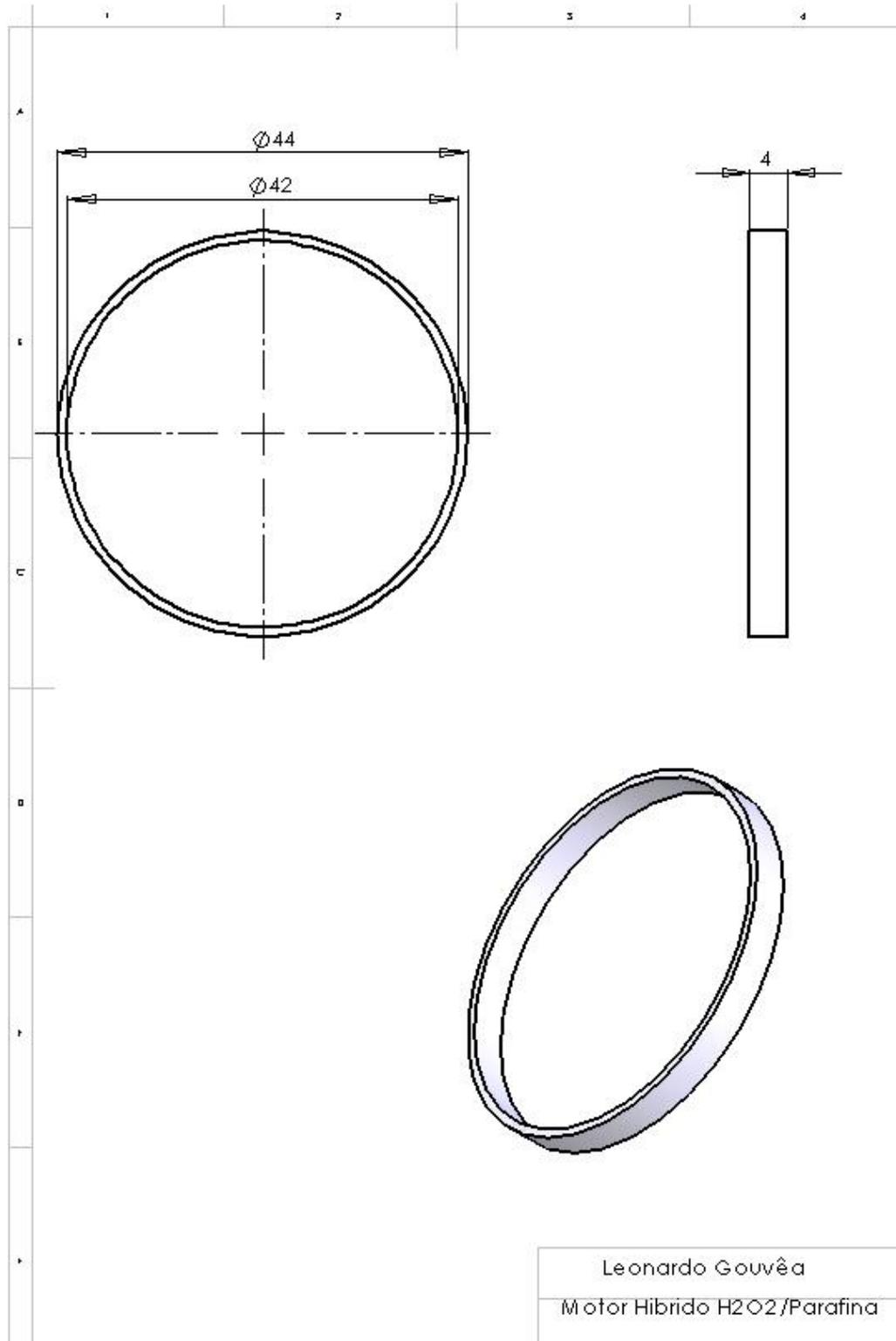


Figura D.13 – Anel de vedação em alumínio colocado entre os flanges do leito.

FLANGE DE UNIÃO ENTRE O LEITO CATALITICO E O CORPO DO MOTOR

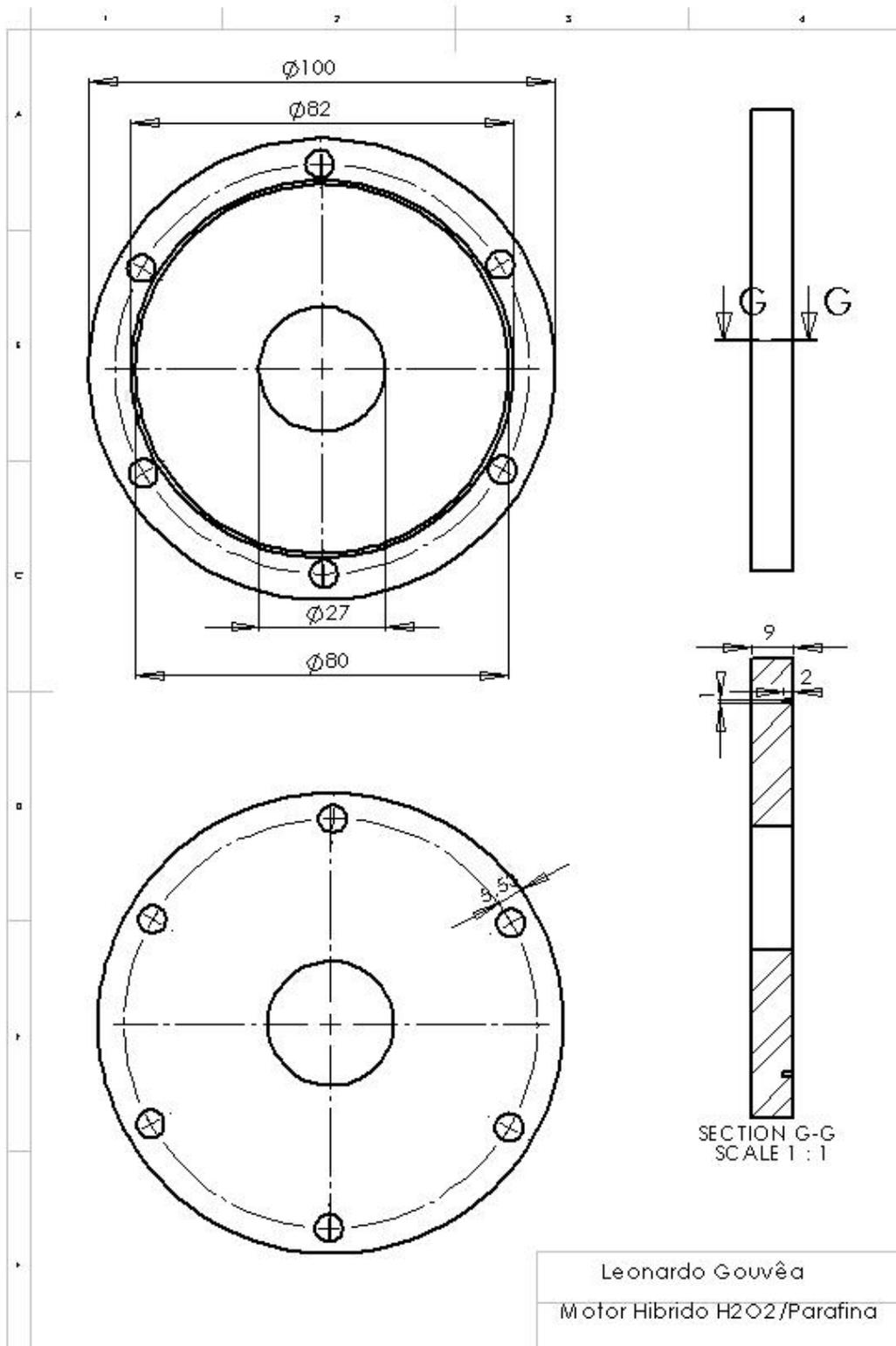


Figura D.14 – Flange que liga o leito catalítico a câmara de combustão.

TUBO DA CÂMARA DE COMBUSTÃO

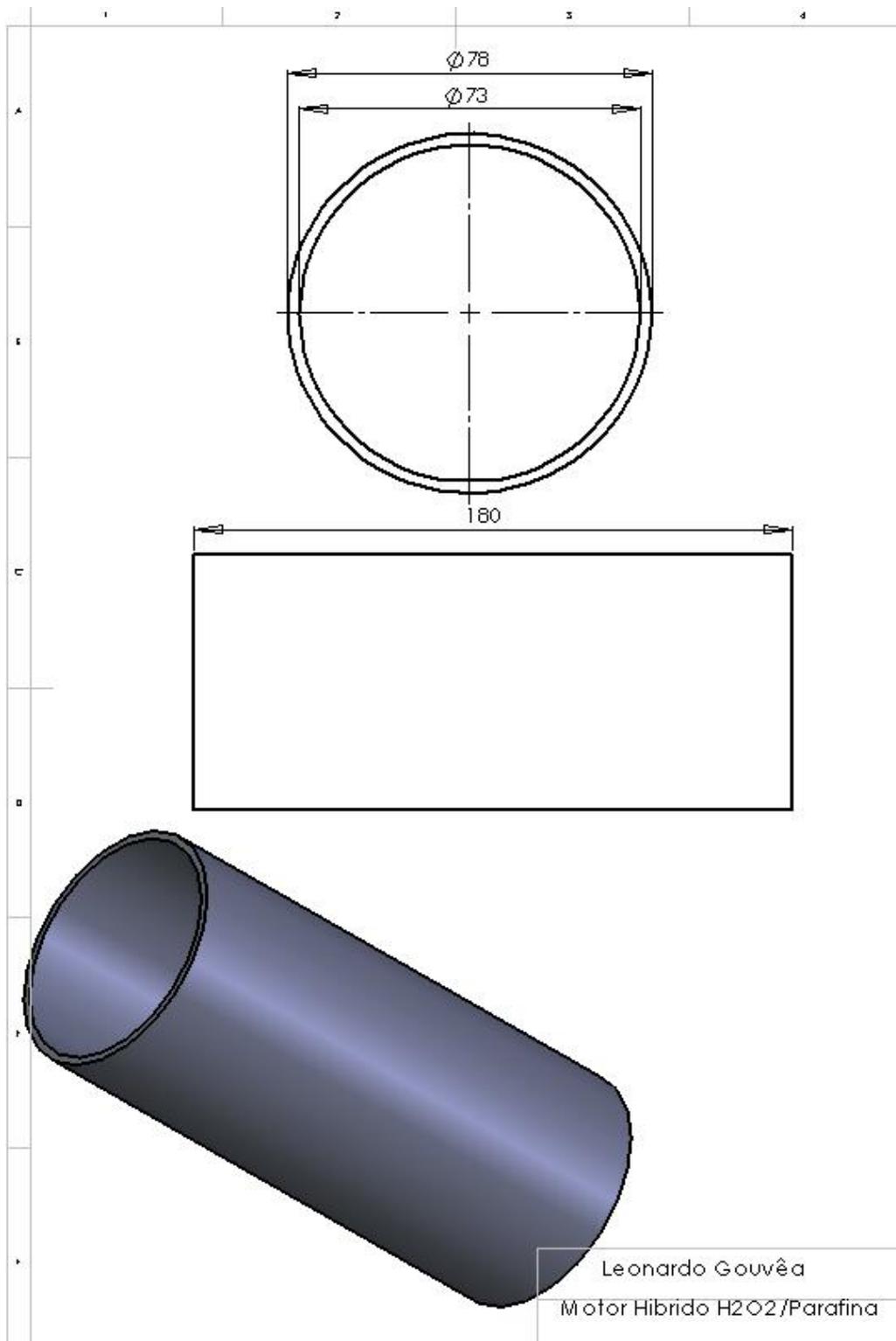


Figura D.15 – Tubo de aço inox, utilizado para a câmara de combustão.

ANEL DE RENTENÇÃO DO GRÃO

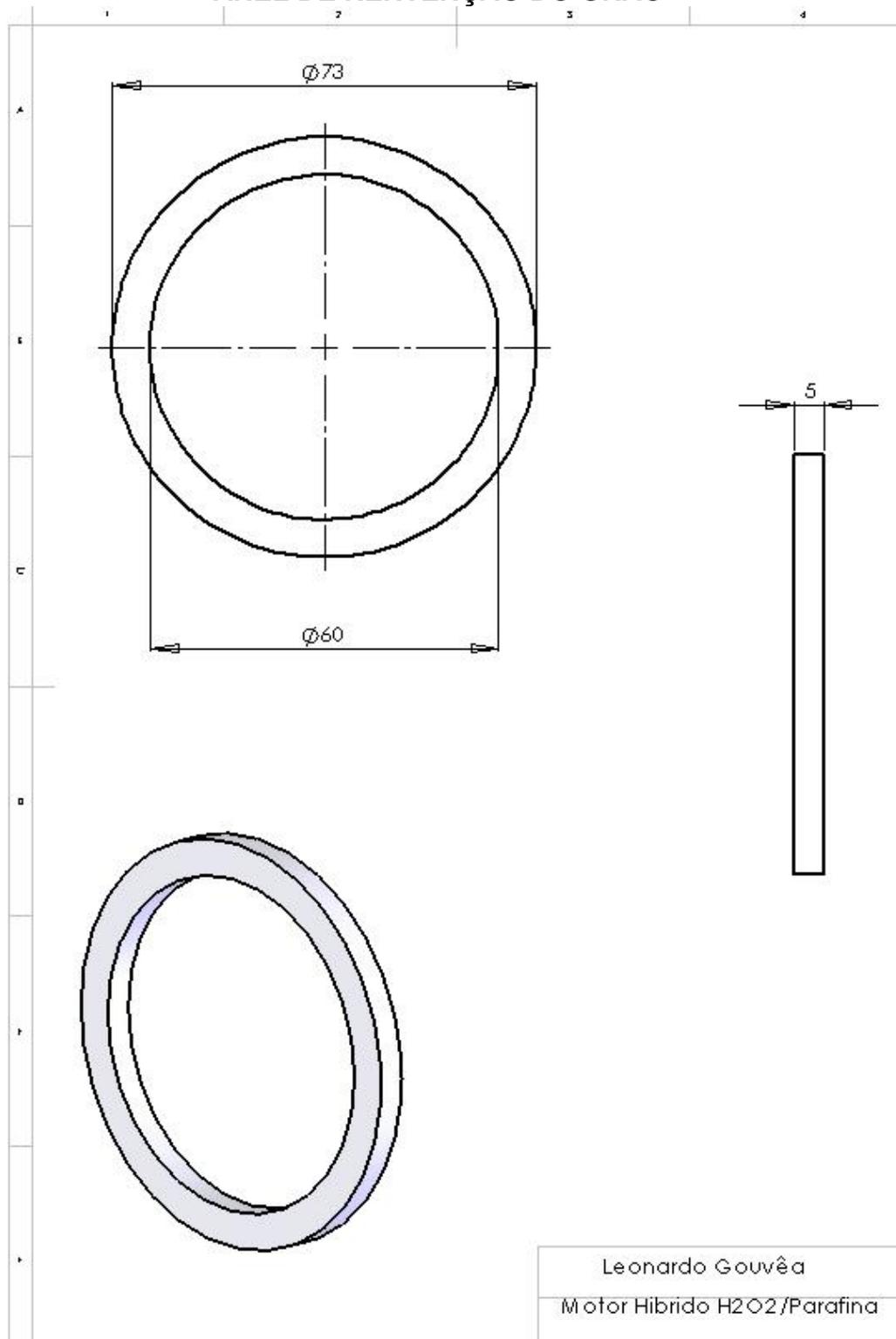


Figura D.16 – Anel em aço inox, que será colocado antes e depois do grão, fornecendo assim um suporte para que o grão não se desloque durante a queima.

CARTUCHO DE PVC

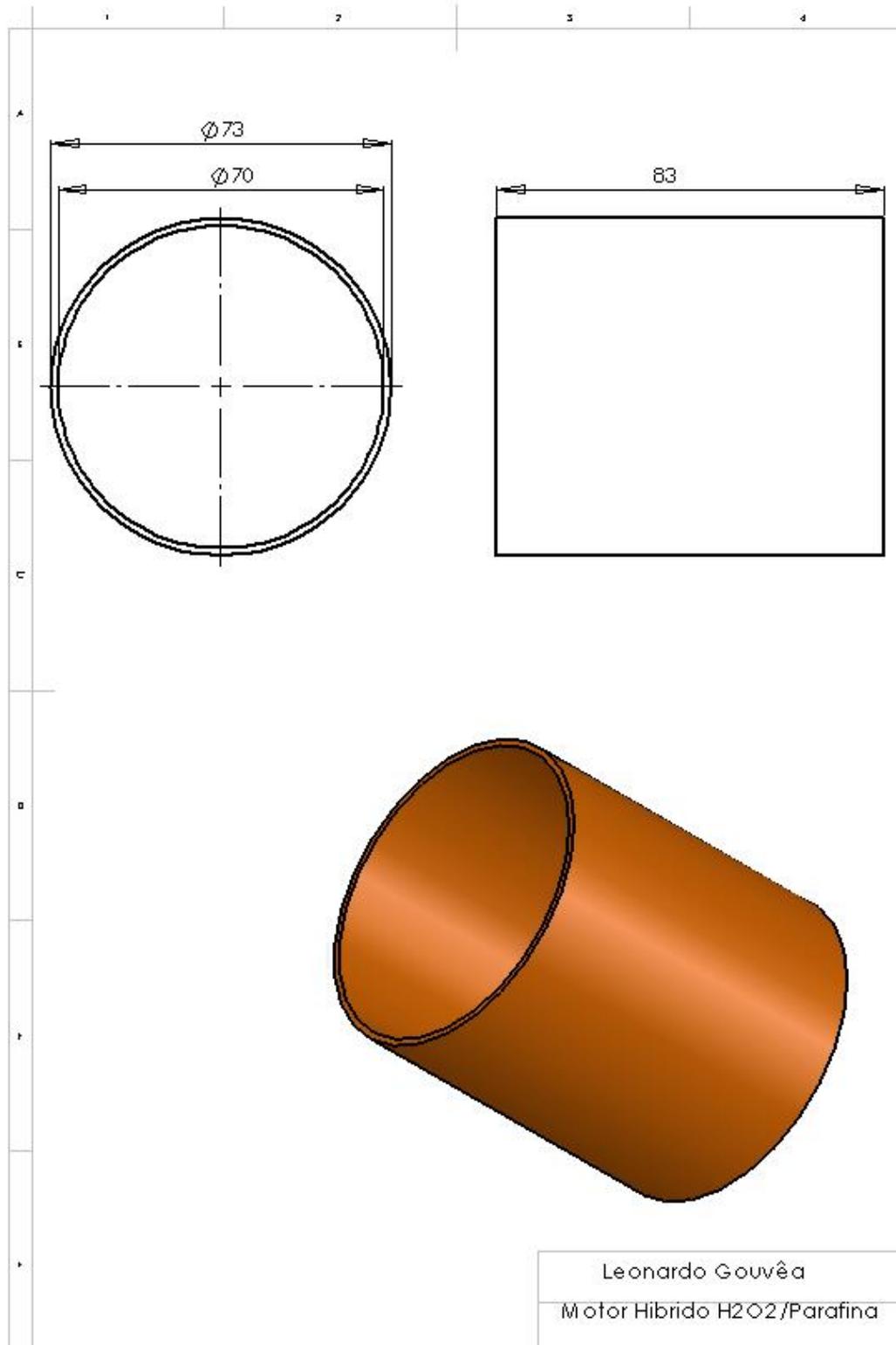


Figura D.17 – Tubo de PVC utilizado como fôrma e “liner”.

FLANGE DO TUBO DO MOTOR

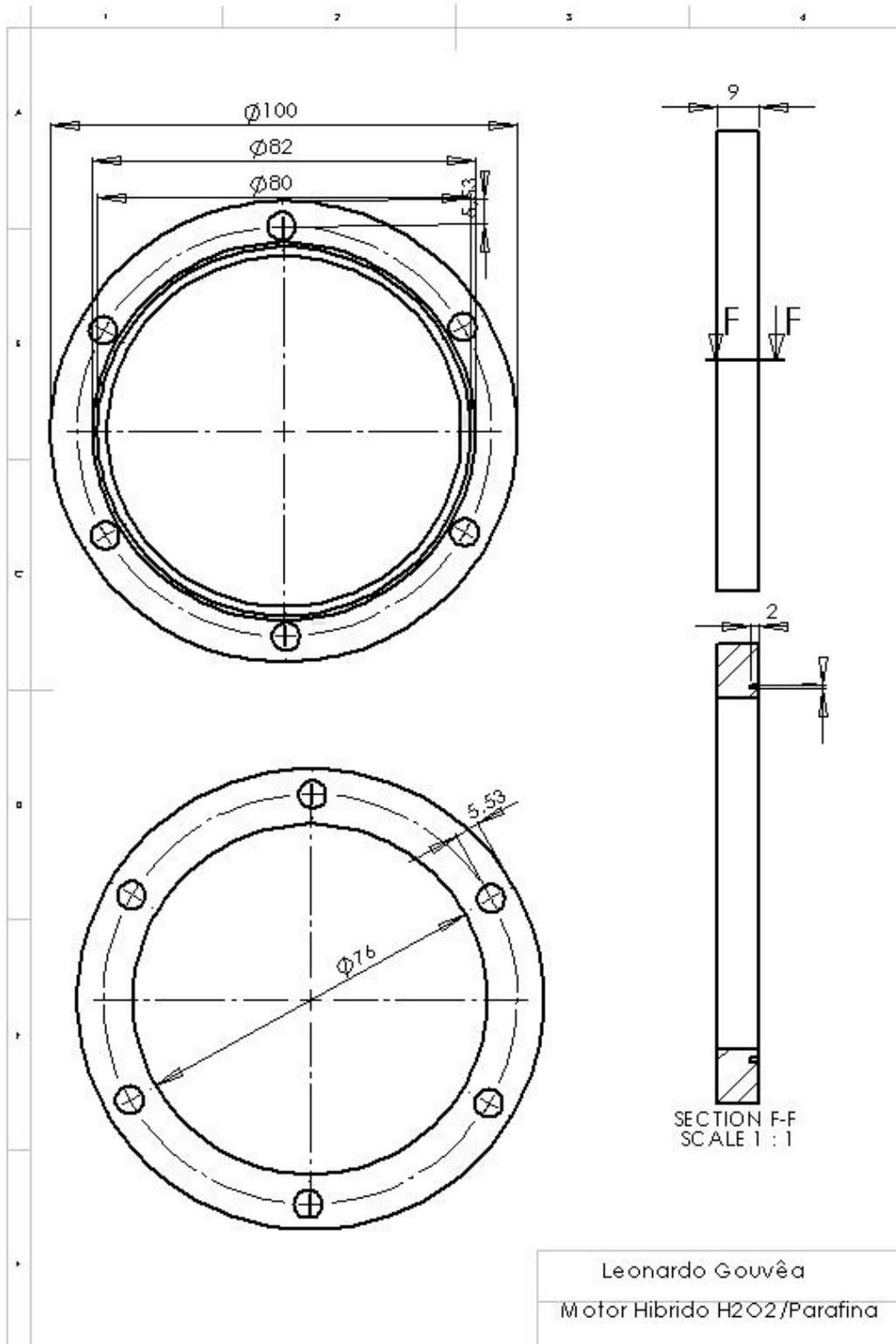


Figura D.18 – Flanges que ligam a câmara de combustão ao leito catalítico e suporte da tubeira

ANEL DE VEDAÇÃO DO FLANGE DO TUBO DO MOTOR

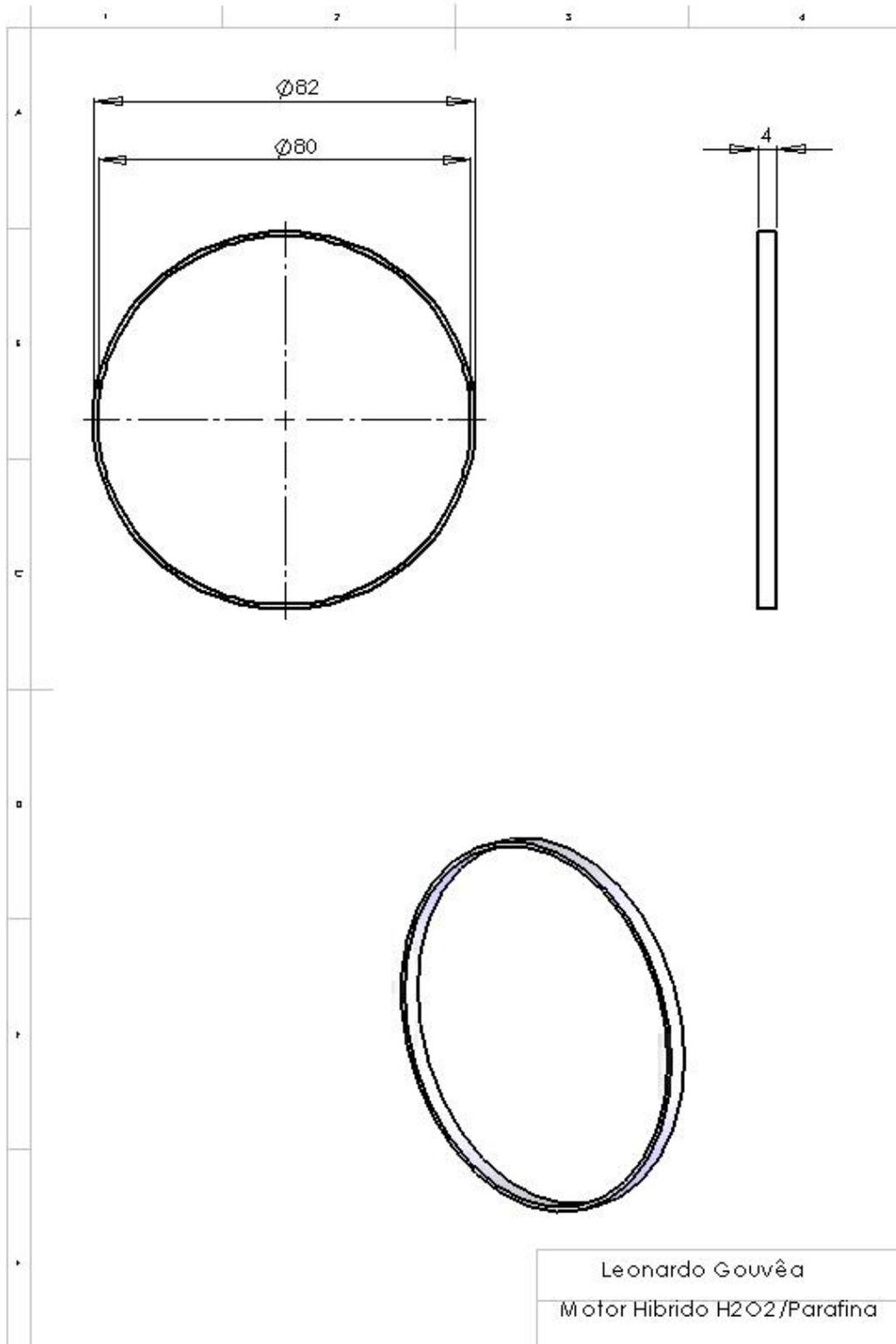


Figura D.19 – Anel em alumínio que são colocados entre os flanges da câmara de combustão.

PÓS-COMBUSTOR

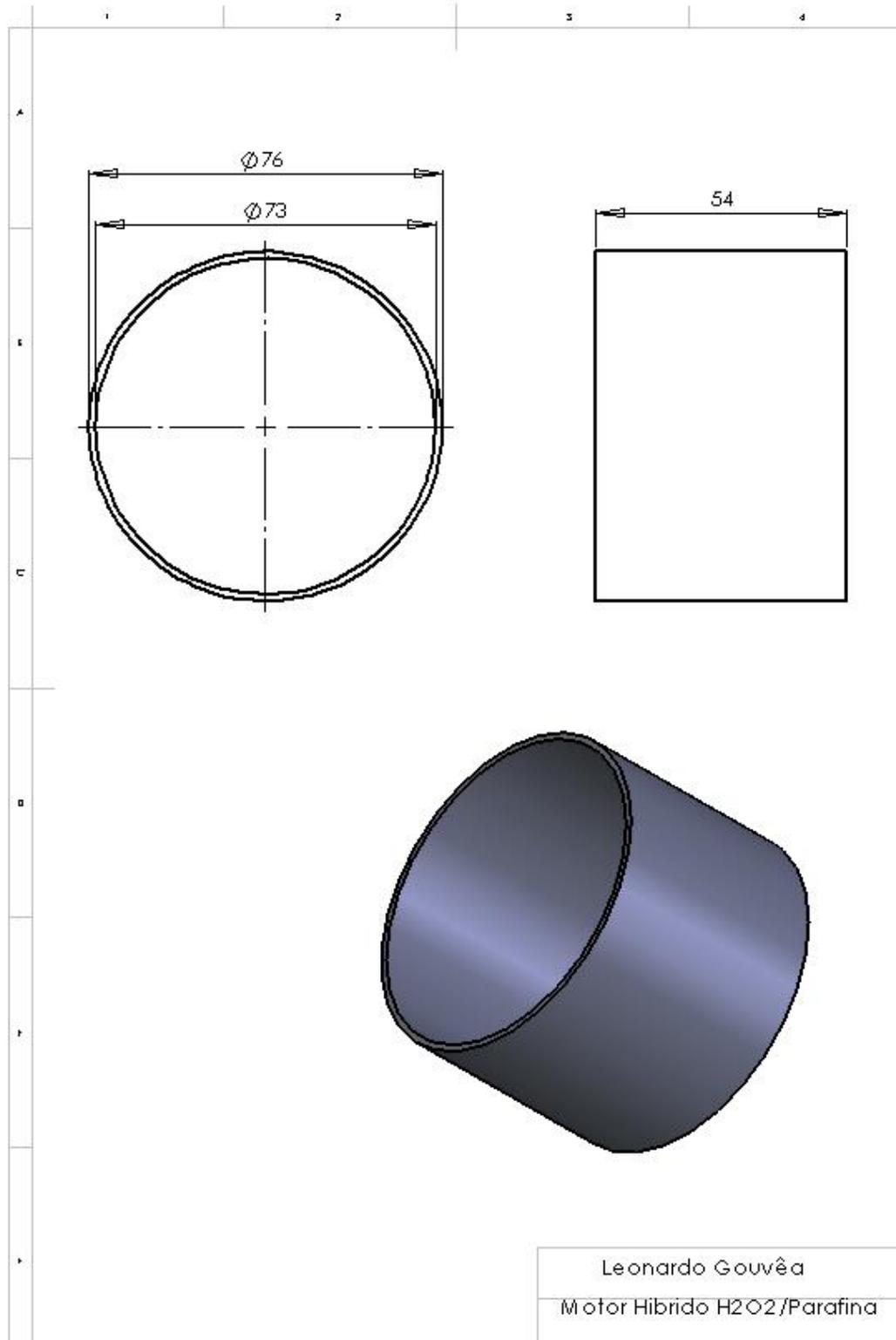


Figura D.20 – Tubo colocado entre o grão e a tubeira, servindo como pós-combustor e fixador do grão.

TUBEIRA

A tubeira é composta por duas partes mostradas nas Figuras D.21 e D. 22.

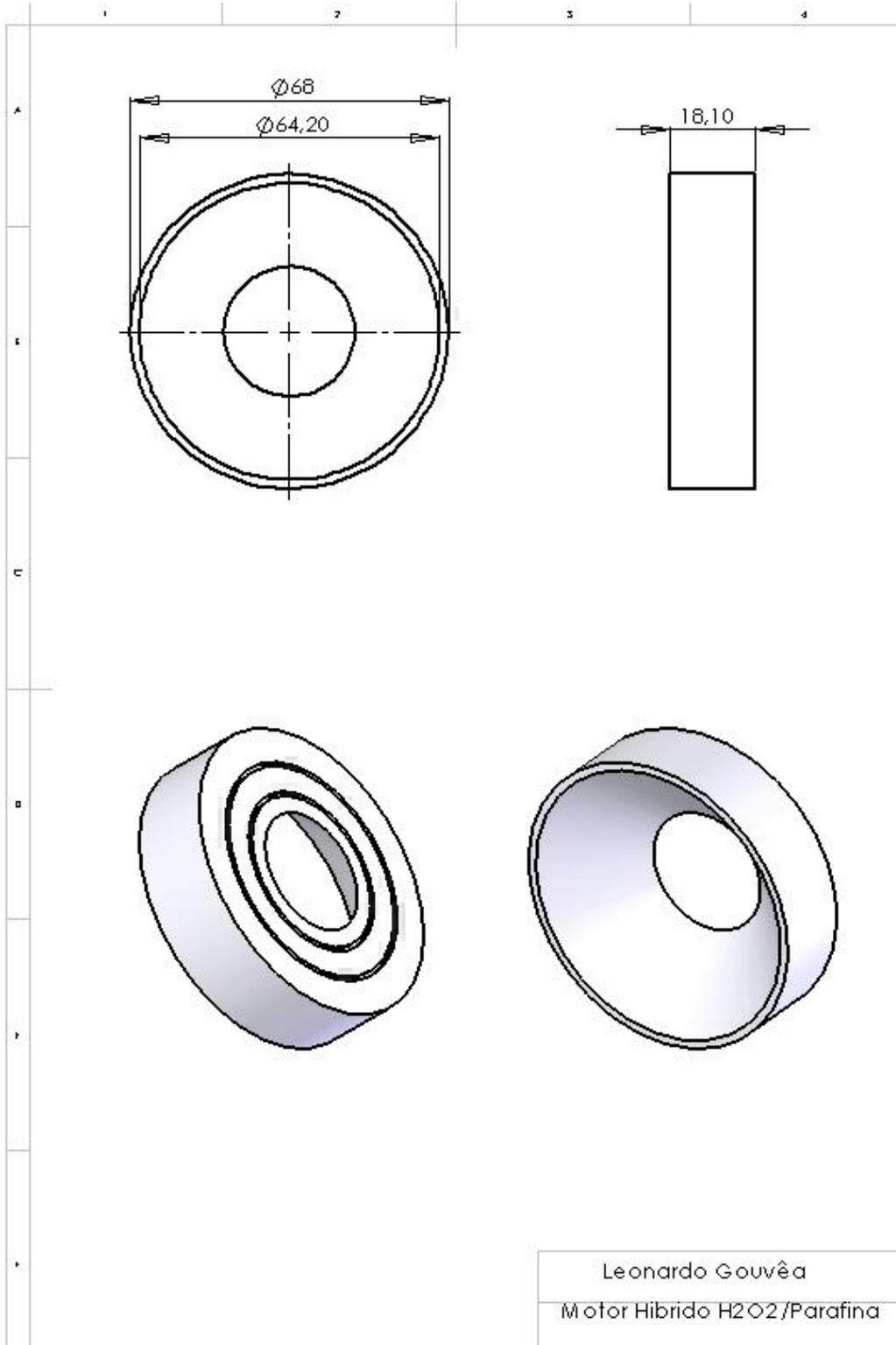


Figura D.21 – Porção da tubeira que se une ao pós-combustor.

SUPORTE DA TUBEIRA

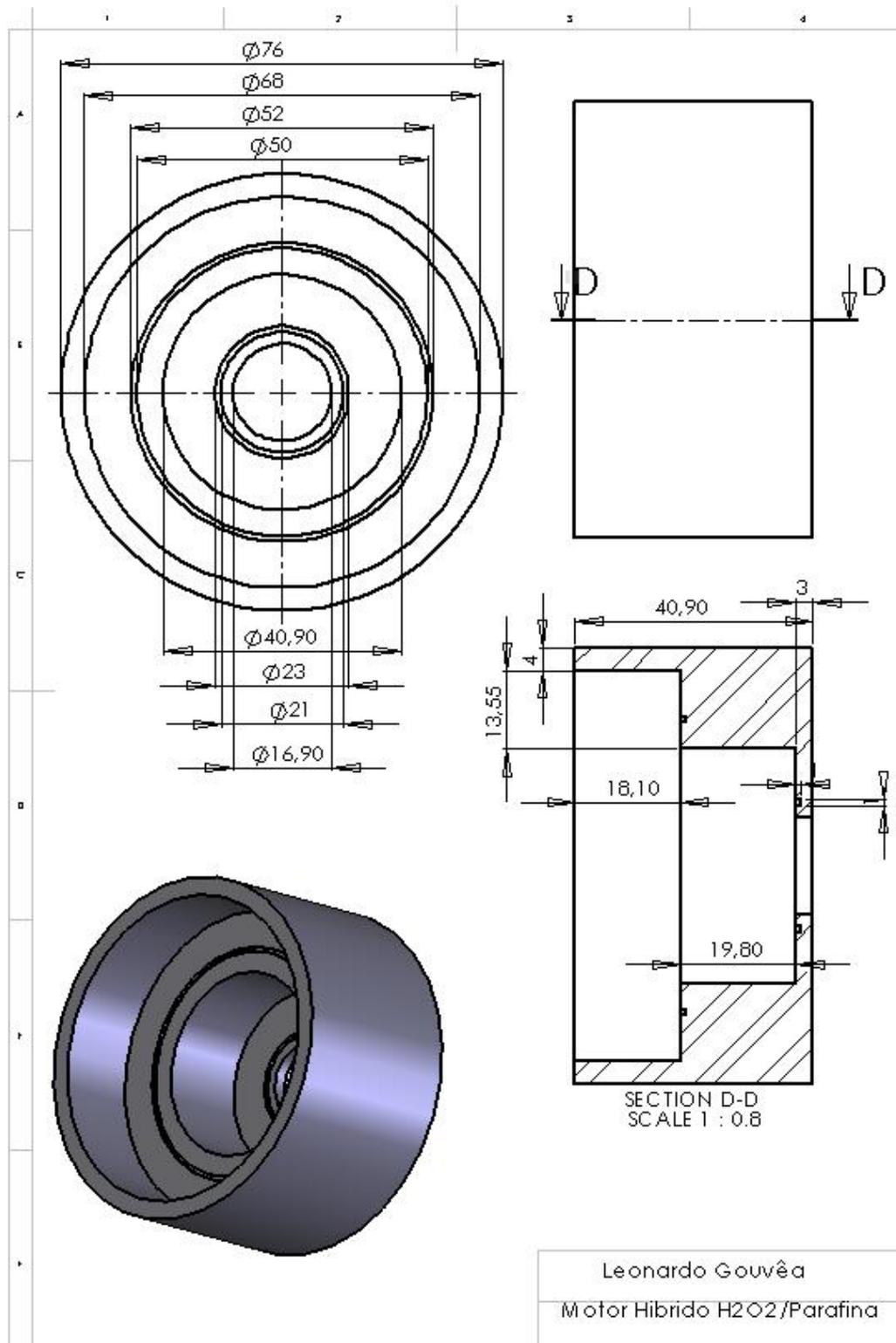


Figura D.23 – Suporte que fixa a tubeira a câmara de combustão.

ANEIS DE VEDAÇÃO DA TUBEIRA

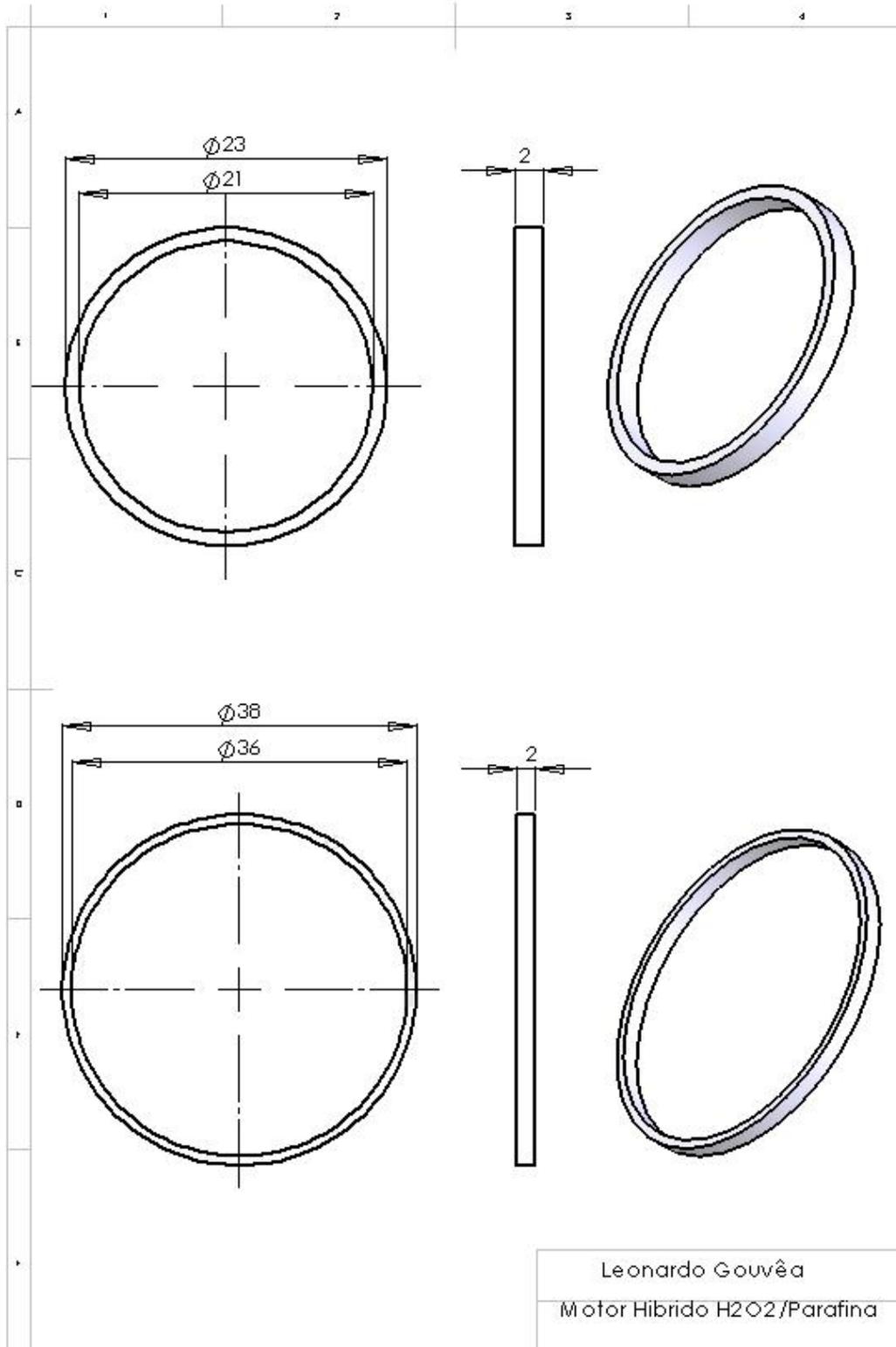


Figura D.24 – Anéis de vedação da tubeira, em alumínio.

TANQUE DE PERÓXIDO DE HIDROGÊNIO

A visualização do tanque de peróxido de hidrogênio completo pode ser feita através da figura 2.2.1 da seção 2.2.6

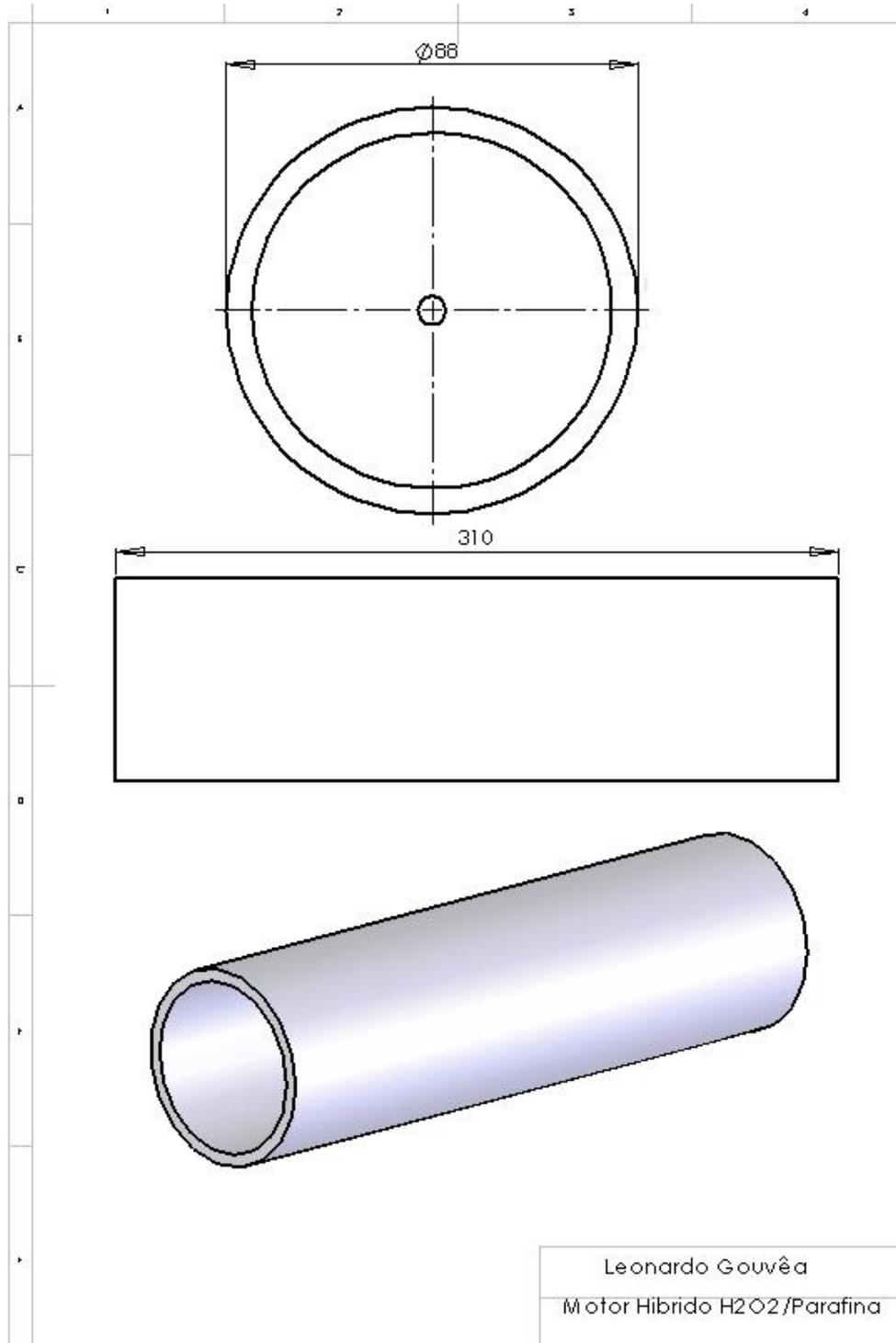


Figura D.25 –Tubo utilizado como tanque de peróxido de hidrogênio.

FLANGE DO TANQUE DE H2O2

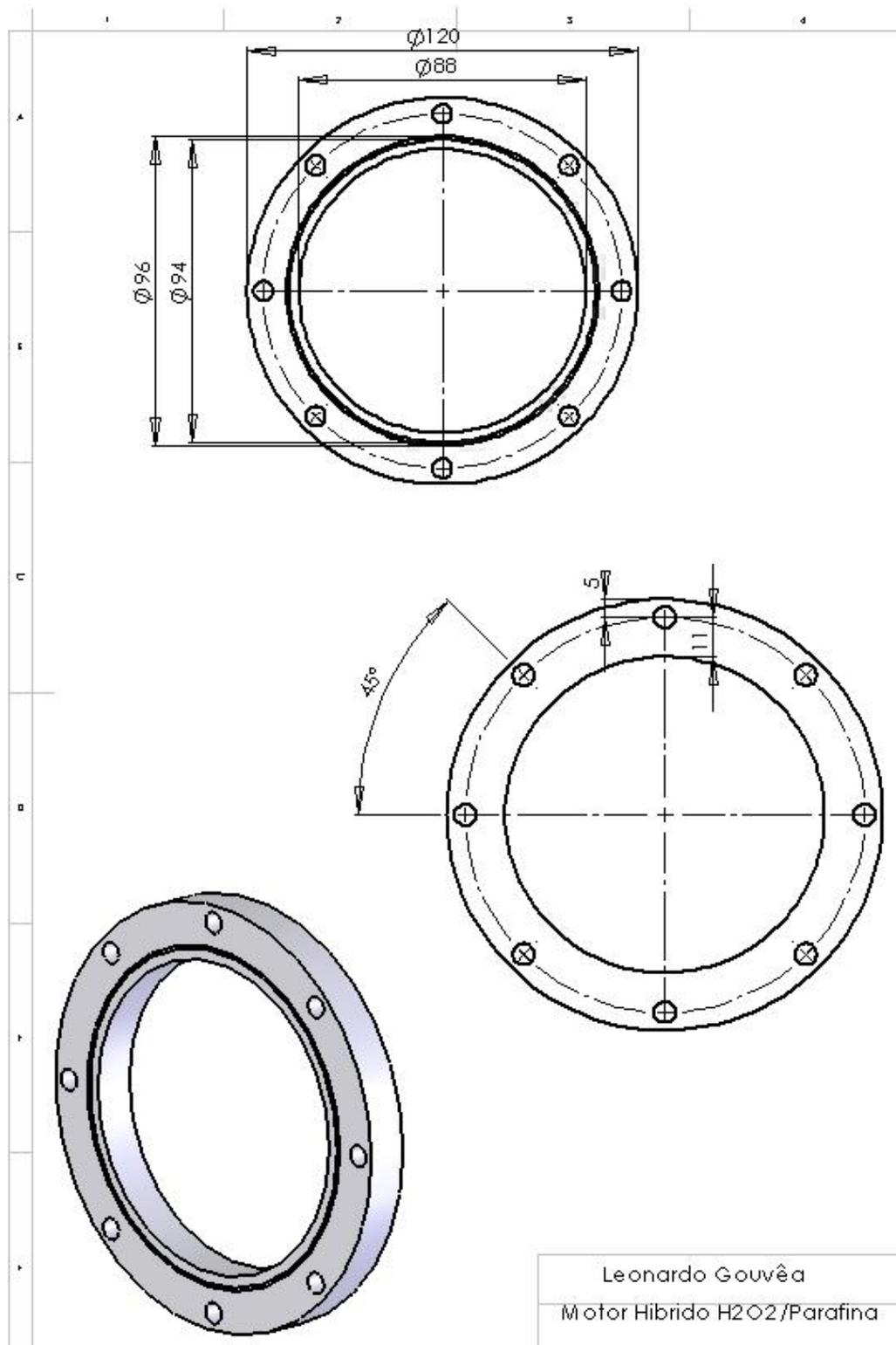


Figura D.26 – Flange utilizado para unir o tanque a sua tampa.

TAMPA DO TANQUE DE PERÓXIDO DE HIDROGÊNIO

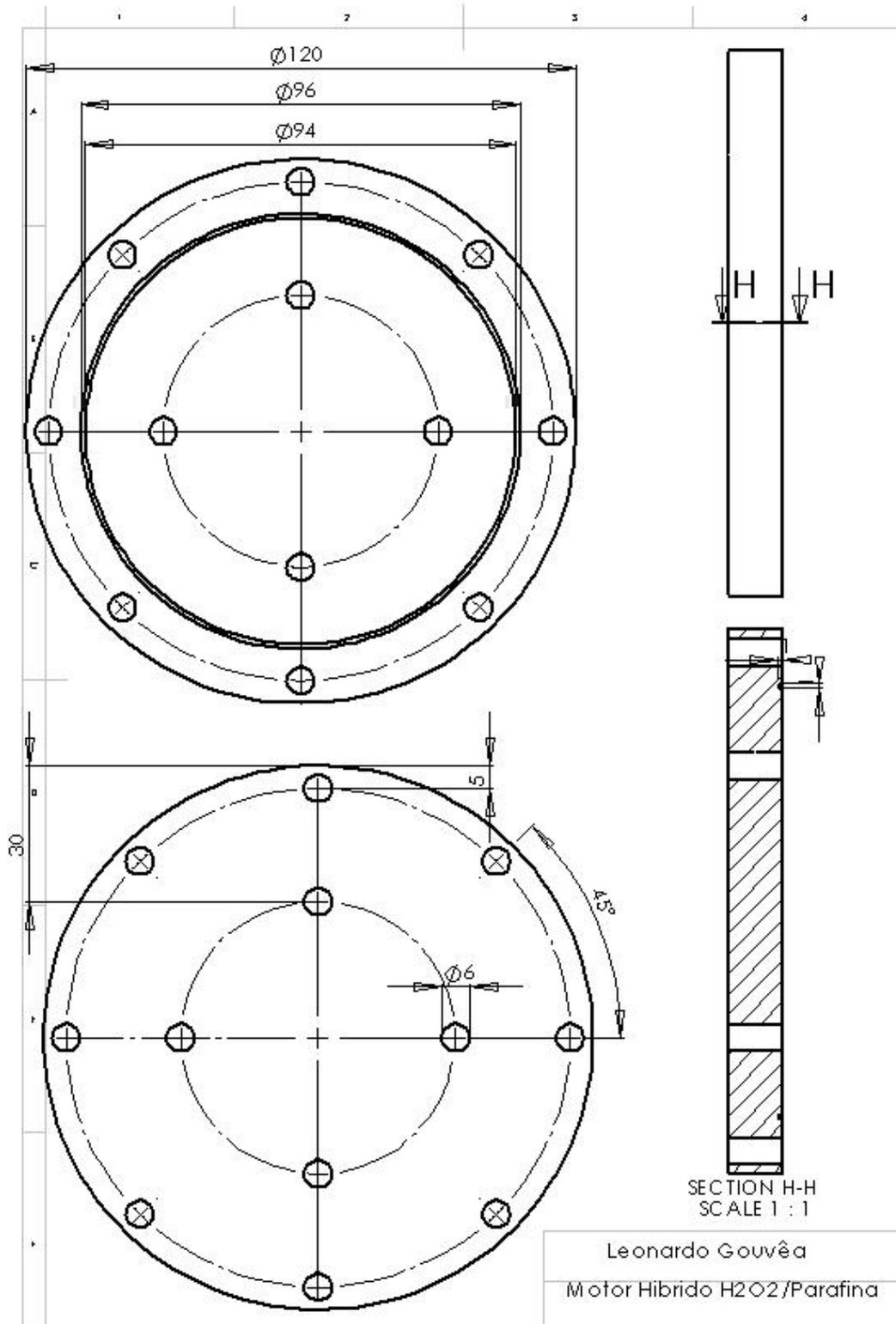


Figura D.27 – Tampa do tanque de oxidante.

ANEL DE VEDAÇÃO DO TANQUE DE PERÓXIDO DE HIDROGÊNIO

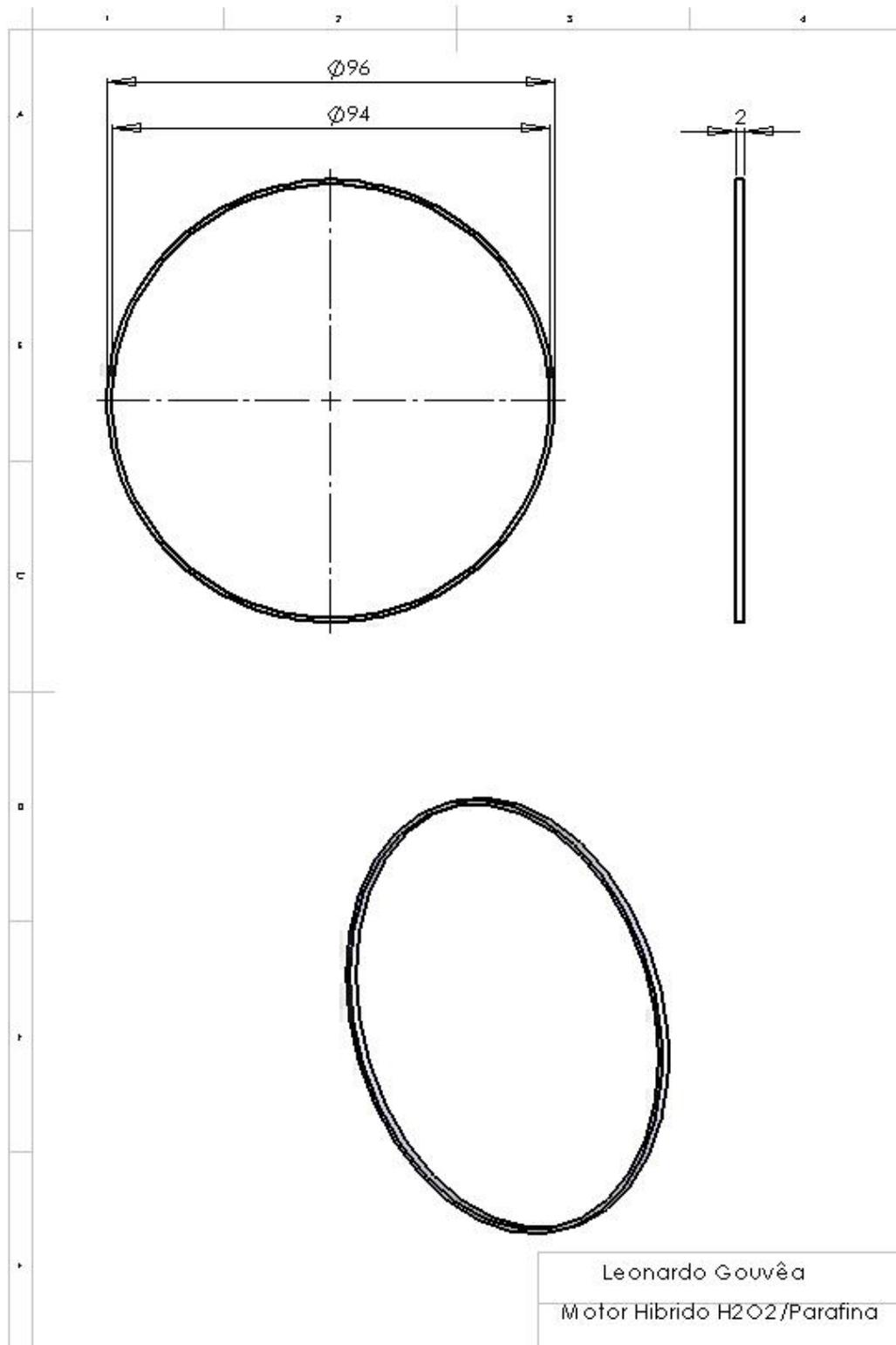


Figura D.28 – Anel de vedação em alumínio utilizado para evitar vazamentos no tanque de oxidante pressurizado.

MOLDE DO GRÃO DE PARAFINA

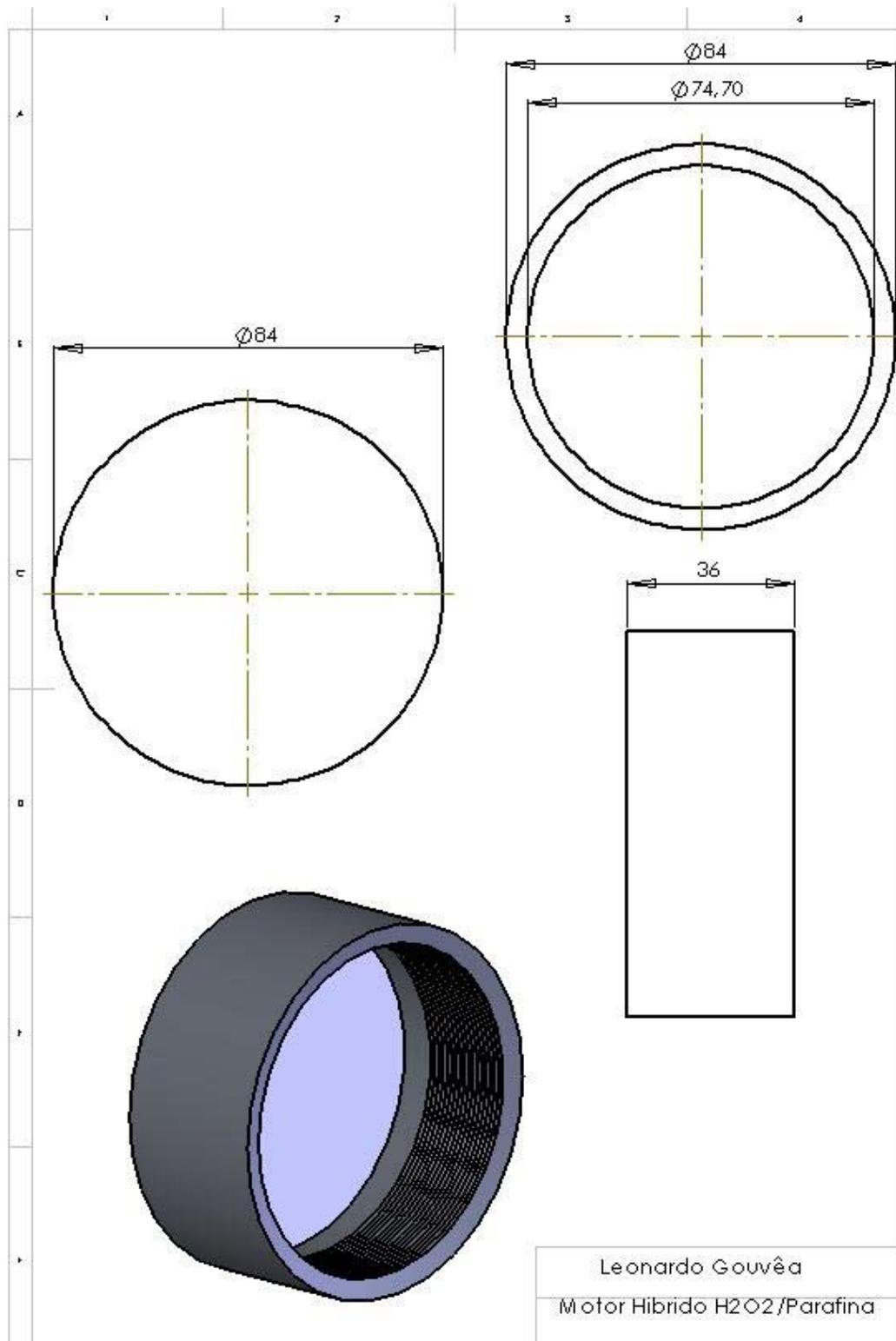


Figura D.29 – Tampa do molde do grão de parafina, feita em alumínio e com textura para facilitar o fechamento e abertura do molde da mesma.

RETENTOR DE PARAFINA NO MOLDE

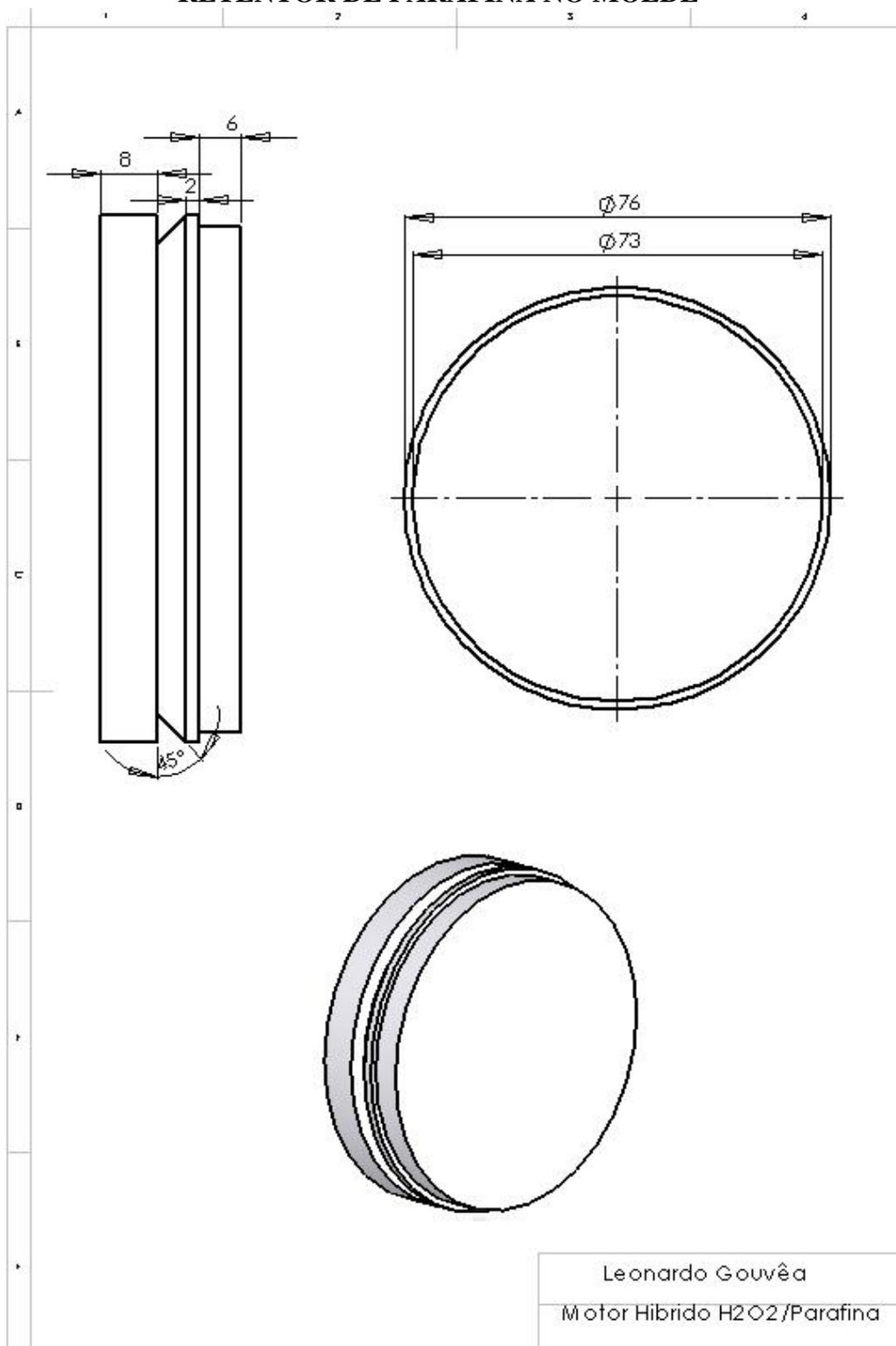


Figura D.30 – Retentor de parafina feito em teflon, cujo objetivo é tornar o processo de retirada do grão mais fácil, por isolar a parafina do molde de alumínio evitando que grude.

TUBO DO MOLDE

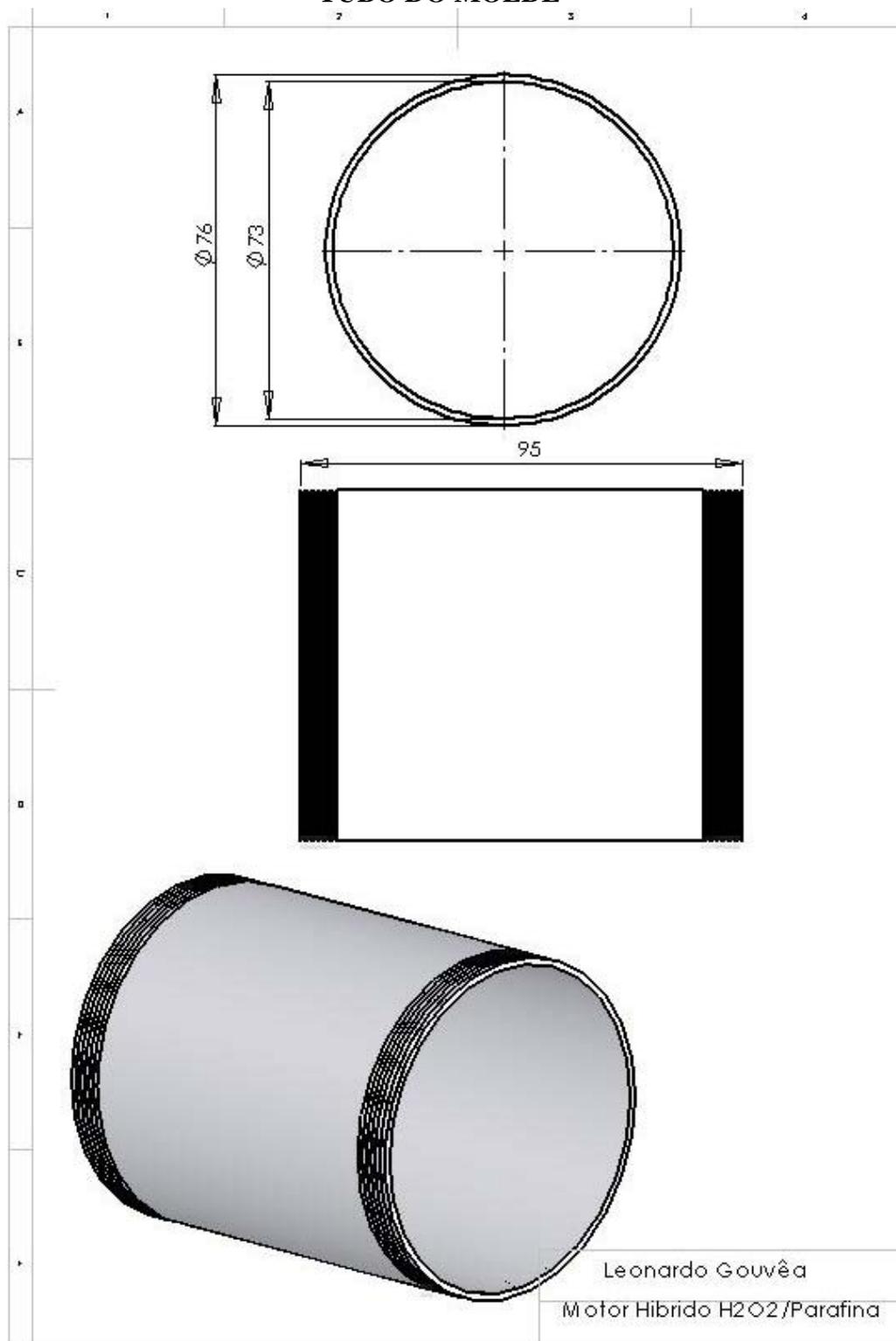


Figura D.31 – Corpo do molde do grão de parafina, feito com tubo de alumínio.

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.