



Ministério da
**Ciência, Tecnologia
e Inovação**



sid.inpe.br/mtc-m19/2012/01.18.20.59-TDI

INVESTIGAÇÃO TEÓRICO-EXPERIMENTAL DE UM PROPULSOR ELETROTÉRMICO CATALÍTICO PARA SATÉLITES USANDO PERÓXIDO DE HIDROGÊNIO COMO PROPELENTE

Tiago dos Santos Ramos

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 06 de fevereiro de 2012.

URL do documento original:

<<http://urlib.net/8JMKD3MGP7W/3B7RMUP>>

INPE
São José dos Campos
2012

PUBLICADO POR:

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE

Gabinete do Diretor (GB)

Serviço de Informação e Documentação (SID)

Caixa Postal 515 - CEP 12.245-970

São José dos Campos - SP - Brasil

Tel.:(012) 3208-6923/6921

Fax: (012) 3208-6919

E-mail: pubtc@sid.inpe.br

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

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

Membros:

Dr. Antonio Fernando Bertachini de Almeida Prado - Coordenação Engenharia e Tecnologia Espacial (ETE)

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

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

Dr. Germano de Souza Kienbaum - Centro de Tecnologias Especiais (CTE)

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

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

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

BIBLIOTECA DIGITAL:

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

REVISÃO E NORMALIZAÇÃO DOCUMENTÁRIA:

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

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

EDITORAÇÃO ELETRÔNICA:

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



Ministério da
**Ciência, Tecnologia
e Inovação**



sid.inpe.br/mtc-m19/2012/01.18.20.59-TDI

INVESTIGAÇÃO TEÓRICO-EXPERIMENTAL DE UM PROPULSOR ELETROTÉRMICO CATALÍTICO PARA SATÉLITES USANDO PERÓXIDO DE HIDROGÊNIO COMO PROPELENTE

Tiago dos Santos Ramos

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 06 de fevereiro de 2012.

URL do documento original:

<<http://urlib.net/8JMKD3MGP7W/3B7RMUP>>

INPE
São José dos Campos
2012

Dados Internacionais de Catalogação na Publicação (CIP)

R147i Ramos, Tiago dos Santos.
Investigação teórico-experimental de um propulsor eletrotérmico catalítico para satélites usando peróxido de hidrogênio como propelente / Tiago dos Santos Ramos. – São José dos Campos : INPE, 2012.
xxvi + 82 p. ; (sid.inpe.br/mtc-m19/2012/01.18.20.59-TDI)

Dissertação (Combustão e Propulsão) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2012.
Orientador : Dr. Fernando de Souza Costa.

1. peróxido de hidrogênio. 2. resistojato. 3. eletrotérmico catalítico. I.Título.

CDU 621.33

Copyright © 2012 do MCT/INPE. Nenhuma parte desta publicação pode ser reproduzida, armazenada em um sistema de recuperação, ou transmitida sob qualquer forma ou por qualquer meio, eletrônico, mecânico, fotográfico, reprográfico, de microfilmagem ou outros, sem a permissão escrita do INPE, com exceção de qualquer material fornecido especificamente com o propósito de ser entrado e executado num sistema computacional, para o uso exclusivo do leitor da obra.

Copyright © 2012 by MCT/INPE. No part of this publication may be reproduced, stored in a retrieval system, or transmitted in any form or by any means, electronic, mechanical, photocopying, recording, microfilming, or otherwise, without written permission from INPE, 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. Fernando de Souza Costa

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

Dr. Rodrigo Intini Marques

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

Dr. Pedro Teixeira Lacava

Convidado(a) / ITA / SJCampos - SP

Este trabalho foi aprovado por:

maioria simples

unanimidade

Aluno (a): Tiago dos Santos Ramos

São José dos Campos, 06 de fevereiro de 2012

“Existem três verbos que bem conjugados, serão lâmpadas luminosas em nosso caminho – Aprender, Servir e Cooperar”.

Chico Xavier

Dedico este trabalho a meus pais, meu irmão, minha esposa, aos meus amigos que sempre estiveram por perto em todos os momentos, e a todos que se dedicaram e me ajudaram de alguma forma a concluir este trabalho.

AGRADECIMENTOS

A realização deste trabalho só foi possível graças à colaboração de muitas pessoas.

Ao Dr. Fernando de Souza Costa, pela orientação e por tornar o trabalho possível.

Ao Dr. Ely Vieira Cortez, José Carlos de Andrade, Francisco Carlos, Alceu, Marcelo, Francisco e Douglas, pelos serviços prestados e pelas sugestões, apoio e ajuda na montagem da bancada de testes e do propulsor.

Ao Dr. Ricardo Vieira, pelas sugestões para o processo de concentração do peróxido de hidrogênio.

Ao Dr. Turíbio Gomes Soares Neto, pelas sugestões sobre o uso de catalisadores.

Ao Dr. David dos Santos Cunha, pelos conselhos e pelo fornecimento do catalisador de Ir/Al₂O₃.

Ao Dr. Wladimir Dourado, pelas conversas e sugestões para a realização do trabalho.

À Sayuri Okamoto, pelo apoio e assistência com materiais do laboratório químico.

Aos professores do curso de pós-graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais, área de concentração em Combustão e Propulsão, pelos ensinamentos nas diversas disciplinas.

Aos meus amigos de mestrado e doutorado, pelo companheirismo, amizade e pela convivência no dia a dia e que tanto contribuíram nesta caminhada.

Agradeço aos demais funcionários do Laboratório Associado de Combustão e Propulsão e aos funcionários do alojamento de Cachoeira Paulista que durante esta caminhada se tornaram grandes amigos.

À Capes pela bolsa de mestrado concedida.

RESUMO

Este trabalho descreve uma investigação teórico-experimental de um propulsor eletrotérmico catalítico usando peróxido de hidrogênio como propelente, para uso em controle de atitude e manutenção de órbita de satélites. Inicialmente são descritos os parâmetros de desempenho de propulsores termo-catalíticos e são apresentados dois modelos termoquímicos simplificados para a predição da performance de um propulsor com diferentes concentrações do peróxido de hidrogênio e diferentes valores de potência elétrica fornecida. Em seguida são mostrados o projeto do propulsor e a bancada de testes. O peróxido de hidrogênio é decomposto por um catalisador de Ir/Al₂O₃ desenvolvido no Laboratório Associado de Combustão e Propulsão do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais. Resultados preliminares são apresentados para testes com peróxido de hidrogênio concentrado a 75 % em massa, obtendo-se empuxo da ordem de 0,17 N e impulso específico de 85 s.

**THEORETICAL AND EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF A
ELECTROTHERMAL CATALYTIC THRUSTER SATELLITES FOR USING
HYDROGEN PEROXIDE AS A PROPELLANT**

ABSTRACT

This work describes a theoretical-experimental investigation of electrothermal catalytic thruster using hydrogen peroxide as propellant, for application in attitude control and orbit maintenance of satellites. Initially, the performance parameters of thermo-catalytic thrusters are described and two simplified thermochemical models are presented to predict the performance of a thruster with different hydrogen peroxide concentrations and power inputs. Next, the thruster design and test bench are described. The hydrogen peroxide is decomposed by an Ir/Al₂O₃ catalyst developed at the Combustion and Propulsion Laboratory of the Brazilian Space Research Institute. Preliminary results are presented for tests with hydrogen peroxide at 75 % mass concentration, with thrust level of 0.17 N and specific impulse 85 s.

LISTA DE FIGURAS

	<u>Pág.</u>
Figura 1.1- Esquema simplificado de um resistojoato.....	9
Figura 1.2- Temperatura de decomposição adiabática versus percentual em massa de H ₂ O ₂ , a 1 atm.	17
Figura 2.1- Esquema do escoamento ao longo do propulsor eletrotérmico catalítico.	24
Figura 2.2- Padrões de escoamento em uma tubeira (Sutton, 2001).....	30
Figura 2.3- Temperatura na saída da câmara versus calor adicionado, $\varepsilon = 1,45$	39
Figura 2.4- Impulso específico versus calor adicionado, $\varepsilon = 1,45$	39
Figura 2.5- Empuxo teórico versus calor adicionado, $\varepsilon = 1,45$	40
Figura 2.6- Temperatura na saída da câmara versus calor adicionado, $\varepsilon = 50$	40
Figura 2.7- Impulso específico versus calor adicionado, $\varepsilon = 50$	41
Figura 2.8- Empuxo versus calor adicionado, $\varepsilon = 50$	41
Figura 3.1- Projeto do propulsor.....	45
Figura 3.2- Resistência em cartucho e suporte da resistência.....	47
Figura 3.3- Sistema de injeção.	48
Figura 3.4- Telas e anéis do leito catalítico.	49
Figura 3.5- Grãos do catalisador Ir/Al ₂ O ₃	50
Figura 3.6- Vista computacional da tubeira e foto da tubeira.....	50
Figura 3.7- Barreira térmica.	51
Figura 3.8- Propulsor montado.....	52
Figura 3.9- Foto da bancada de testes.....	53
Figura 3.10- Vista lateral da bancada de testes.....	53
Figura 3.11- Esquema da bancada de testes	54
Figura 3.12- Tanques pressurizante e de propelente.....	55
Figura 3.13- Sensores utilizados na bancada de testes.	57
Figura 3.14- Manômetro na bancada de testes.	57
Figura 3.15- Fonte de potência para o aquecedor do propulsor.....	58
Figura 3.16- Propulsor montado na balança de empuxo.	59
Figura 3.17- Sistema de aquisição de dados.....	60
Figura 3.18- Interface gráfica em LabView para teste do propulsor.	61
Figura 3.19- Teste do propulsor.	62
Figura 3.20- Pressão na câmara termo-catalítica.....	64
Figura 3.21- Evolução das temperaturas no protótipo.....	64
Figura 3.22- Curva de empuxo.....	65
Figura 3.23- Curva do impulso específico.....	65
Figura A.1- Diagrama do motor.	75
Figura A.2- Diagrama do leito catalítico.	76
Figura A.3- Diagrama do leito catalítico.	76
Figura A.4- Diagrama do dissipador de calor.....	77
Figura A.5- Diagrama da tubeira.....	77
Figura A.6- Diagrama do suporte da resistência elétrica.....	78
Figura A.7- Diagrama da tela do leito catalítico.....	78
Figura A.8- Diagrama da tela do leito catalítico para passar a resistência elétrica.....	79
Figura A.9- Diagrama do suporte da balança de empuxo.....	79
Figura A.10- Diagrama da balança de empuxo.	80
Figura A.11- Diagrama do suporte da célula de carga.	80
Figura A.12- Diagrama das laminas flexíveis.	81
Figura A.13- Diagrama do suporte para segurança da célula de carga.....	81
Figura A.14- Imagem 3D da balança de empuxo.....	82
Figura A.15- Vista frontal 3D da balança de empuxo.....	82

LISTA DE TABELAS

	<u>Pág.</u>
Tabela 1.1 Características de diferentes tipos de sistemas propulsivos....	4
Tabela 1.2 Resistojetos utilizados no período de 1965 a 1999.....	8
Tabela 1.3 Comparação das propriedades físicas de monopropelentes. .	11
Tabela 1.4 Algumas propriedades do H ₂ O ₂ puro.....	14
Tabela 3.1 Parâmetros para o projeto do propulsor.	44

LISTA DE SIGLAS E ABREVIATURAS

- INPE Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
LCP Laboratório Associado de Combustão e Propulsão
HTP High Test Peroxide (Peróxido para fins propulsivos)

LISTA DE SÍMBOLOS

A	Coeficiente pré-exponencial
A_g	Área da garganta, mm ²
A_e	Área de exaustão, mm ²
B	Parâmetro de coeficiente pré-exponencial
C_F	Coeficiente de empuxo, N
c_p	Calor específico a pressão constante, J/kg.K
$c_{p,m}$	Calor específico médio, J/kg.K
$c_{p,k}$	Calor específico de um elemento químico, J/kg.K
c^*	Velocidade característica, m/s
c^*_{exp}	Velocidade característica experimental, m/s
c^*_{teo}	Velocidade característica teórica, m/s
E_A	Energia de ativação, J
F	Empuxo, N
g_0	Aceleração da gravidade, m/s ²
h_e	Entalpia exaustão, J/mol
h_i	Entalpia dos reagentes inicial, J/mol
h_{oc}	Entalpia de estagnação dos produtos, J/mol
H_2O	Elemento químico água
H_2O_2	Elemento químico peróxido de hidrogênio
I_{sp}	Impulso específico, s
I_t	Impulso total, m/s
K_T	Velocidade da reação, m/s
M	Massa molar, kg/mol
M_{H_2O}	Massa molar da água, kg/mol
$M_{H_2O_2}$	Massa molar do peróxido de hidrogênio, kg/mol
M_{O_2}	Massa molar do oxigênio
O_2	Elemento químico oxigênio
P	Potência elétrica, W

p_a	Pressão ambiente, bar
p_c	Pressão na câmara, bar
$p_{c,exp}$	Pressão na câmara experimental, bar
p_e	Pressão de exaustão dos produtos, bar
P_{ef}	Potência efetiva
Q	Quantidade de calor, J
R	Constante universal dos gases, N.m/kg.K
T	Temperatura, K
T_c	Temperatura da câmara, K
$T_{c,f}$	Temperatura da câmara sem aquecimento, K
T_e	Temperatura de exaustão, K
T_i	Temperatura inicial do propelente, K
T_{inj}	Temperatura de injeção, K
T_{leito}	Temperatura do leito catalítico, K
T_m	Temperatura média, K
T_{oc}	Temperatura de estagnação, K
T_p	Termopar
T_{res}	Temperatura da resistência elétrica, K
T_{teo}	Temperatura teórica, K
v_c	Velocidade dos reagentes na câmara, m/s
v_e	Velocidade de exaustão, m/s
$v_{e,f}$	Velocidade de exaustão sem aquecimento, m/s
$v_{o,c}$	Velocidade de estagnação, m/s
Y	Fração mássica
\dot{m}	Vazão mássica, g/s

LISTA DE SIMBOLOS GREGOS

γ	Razão de calores específicos
γ_{teo}	Razão de calores específicos teórica
ε	Razão de expansão
Δ	Indicação de pequena variação
δ	Indicação de pequena variação
η	Eficiência de aquecimento
η_{c^*}	Eficiência da velocidade característica
η_F	Eficiência propulsiva
η_T	Eficiência térmica

LISTA DE ÍNDICES SUPERIORES

*	Condições na garganta
.	Varição com o tempo

LISTA DE ÍNDICES INFERIORES

<i>a</i>	Condição ambiente
<i>c</i>	Condição na câmara
<i>e</i>	Condição na seção de exaustão da tubeira
<i>exp</i>	Condições experimentais
<i>F</i>	Refere-se a empuxo
<i>f</i>	Condições sem aquecimento
<i>g</i>	Referente a gás
<i>i</i>	Condição inicial do sistema
<i>inj</i>	Condição na injeção

<i>l</i>	Condições Líquidas
<i>leito</i>	Condições no leito catalítico
<i>k</i>	Indica elementos químicos
<i>m</i>	Condições medianas
<i>oc</i>	Condições de estagnação
<i>res</i>	Condições da resistência elétrica
<i>teo</i>	Condições teóricas
<i>vac</i>	Condições no vácuo

SUMÁRIO

Pág.

1	INTRODUÇÃO	1
1.1.	Objetivo.....	1
1.2.	Plano de Desenvolvimento.....	1
1.3.	Sistemas de Propulsão Espacial	2
1.4.	Sistemas Propulsivos Eletrotérmicos	5
1.5.	Monopropelentes para Resistojetos.....	10
1.6.	Peróxido de Hidrogênio	12
1.7.	Catalisadores	19
2	ANÁLISE TEÓRICA	23
2.1.	Parâmetros de Desempenho de um Propulsor	23
2.2.	Análise Termoquímica	32
2.3.	Determinação dos Parâmetros Termoquímicos de um Propulsor	33
2.4.	Resultados e Discussões.....	37
3	DESENVOLVIMENTO EXPERIMENTAL	43
3.1.	Protótipo do Propulsor Termo-Catalítico	43
3.2.	Bancada de Testes.....	52
3.3.	Procedimento de Teste	61
3.4.	Resultados Experimentais	62
4	CONCLUSÕES E SUGESTÕES	67
	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	69
	APÊNDICE A	75

1 INTRODUÇÃO

1.1. Objetivo

O objetivo desta dissertação é apresentar um estudo teórico-experimental de propulsores eletrotérmicos catalíticos empregando peróxido de hidrogênio como propelente, com o propósito de aplicar em sistemas de propulsão de satélites.

1.2. Plano de Desenvolvimento

A presente dissertação de mestrado está dividida em quatro capítulos e um apêndice.

O Capítulo 1 apresenta conceitos sobre propulsão, propulsão elétrica e propulsão eletrotérmica e descreve monopropelentes e os catalisadores usados na sua decomposição.

O Capítulo 2 mostra um estudo teórico simplificado dos propulsores eletrotérmicos catalíticos usando peróxido de hidrogênio como propelente. São apresentados dois modelos para simular a dissociação do peróxido e prever o desempenho teórico de um propulsor.

O Capítulo 3 apresenta a parte experimental do trabalho, descrevendo inicialmente o protótipo de propulsor eletrotérmico catalítico a peróxido de hidrogênio, depois descreve a bancada de testes e, ao final, mostra os resultados de um teste realizado.

O Capítulo 4 mostra as conclusões do trabalho e apresenta algumas sugestões para trabalhos futuros.

O Apêndice A mostra desenhos do propulsor e da bancada de testes.

1.3. Sistemas de Propulsão Espacial

O desenvolvimento dos meios de transporte sempre influenciou de forma significativa o desenvolvimento da humanidade. Sistemas de propulsão espacial permitem a realização de diferentes missões, como a colocação de cargas úteis em órbita da Terra ou o envio de sondas espaciais para planetas distantes. O uso de satélites de telecomunicações, científicos, meteorológicos, militares e outros proporcionam um grande impacto sobre a sociedade e a economia mundial.

Os sistemas propulsivos podem ser classificados a partir de sua fonte de energia que pode ser: própria, para o caso de propulsores químicos, e externa, para o caso de propulsores elétricos, nucleares e solares (ALBUQUERQUE JUNIOR, 2009). Os sistemas propulsivos também podem ser classificados em função do estado físico e/ou da combinação do propelente utilizado. Outra forma de classificação é a partir do tipo de aplicação como em lançadores, controle de atitude, manutenção de órbita e etc.

Os sistemas propulsivos utilizam a 2ª lei de Newton como princípio fundamental de operação e lançam mão de fontes de energia diversas para a realização do movimento e obtenção do deslocamento desejado (ALBUQUERQUE JUNIOR, 2009).

O interesse fundamental pela propulsão elétrica reside na utilização mais eficiente da massa do propelente. Em consequência, pode-se elevar a quantidade de carga útil transportada, correspondente à diminuição de propelente utilizado, ou então aumentar o tempo de permanência em órbita, no caso de satélites, ou o alcance das sondas interplanetárias, mantendo-se fixa a quantidade de propelente transportado (COSTA, 1991).

Embora os valores de empuxo obtidos sejam pequenos comparados aos sistemas propulsivos químicos, os propulsores elétricos fornecem maiores velocidades de exaustão e, conseqüentemente, maiores impulsos específicos (impulso específico é a razão entre o empuxo e a taxa de consumo de propelentes, normalmente em peso). Os empuxos baixos permitem executar manobras de maior precisão, necessárias em muitos casos para observação de pontos fixos sobre a Terra ou no espaço (GIACOBONE, 2003).

Kaufman (1984) verificou que propulsores elétricos podem apresentar vantagens significativas para sistemas com energia elétrica disponível, segundo ele o sistema propulsivo deve ser avaliado através da relação entre a carga útil e o tempo de missão, mas tendo em conta os custos envolvidos.

Se o sistema de fornecimento de energia não possuir massa muito elevada, o sistema propulsivo elétrico apresenta melhor desempenho que os sistemas propulsivos químicos. Uma forma de obter uma boa relação de massas (entre a massa da carga útil e a massa da estrutura) é utilizar a energia elétrica já disponível a bordo, por exemplo, quando os equipamentos do satélite ou veículo espacial estiverem em modo de espera (SUTTON, 2001; ALBUQUERQUE JUNIOR, 2009).

Jahn (1968) divide a propulsão elétrica em três tipos básicos:

Propulsão Eletrotérmica – neste sistema o propelente é aquecido pela energia de uma fonte elétrica e expandido até alcançar velocidades supersônicas na saída da tubeira.

Propulsão Eletrostática ou Iônica – neste sistema as partículas ionizadas do propelente são aceleradas a partir da aplicação de um campo elétrico.

Propulsão Eletromagnética ou MPD (Magneto-Plasma-Dinâmica) – neste sistema o propelente ionizado forma um plasma que é acelerado pela interação

com campos magnéticos internos e externos com correntes elétricas direcionadas sobre o fluxo do fluido.

Uma comparação das características de diferentes tipos de sistemas propulsivos é apresentada na Tabela 1.1.

Tabela 1.1 Características de diferentes tipos de sistemas propulsivos.

Tipo	Impulso Específico [s]	Empuxo/Peso	Duração do Empuxo
Químico	200 - 465	1 – 10	Minutos
Nuclear	750 – 1500	1 – 5	Horas
Eletrotérmico	300 – 1500	$< 10^{-3}$	Meses (constante) Anos (intermitente)
Eletromagnético	1000 – 10,000	$< 10^{-4}$	Meses (constante) Anos (intermitente)
Eletrostático	2000 – 10,000	$< 10^{-4} - 10^{-6}$	Meses – Anos (constante)

Fonte: Humble *et al.* (1995).

A seleção de um sistema de propulsão elétrica pode ser feita considerando a natureza da missão. Normalmente presume-se que a missão seja especificamente para este tipo de sistema propulsivo, requerendo a demanda de suprimento e potência adequados para a missão. Esta pode incluir vôos interplanetários e de longa duração o que justifica o uso de propulsores elétricos. Outra forma de selecionar o sistema propulsivo é configurar o projeto do propulsor baseando-se nos equipamentos que o sistema irá compartilhar e nas experiências anteriores com os materiais empregados em sistemas propulsivos elétricos (HUMBLE *et al.* 1995).

1.4. Sistemas Propulsivos Eletrotérmicos

Os propulsores eletrotérmicos podem ser de vários tipos (SOVEY *et al.* 1986):

- a) Resistojatos
- b) Arcojatos
- c) Eletrotérmicos pulsados
- d) Micro-ondas
- e) Térmicos solares
- f) Térmicos a laser

Um levantamento dos conceitos e uma revisão bibliográfica da propulsão eletrotérmica foram realizados por Sovey *et al.* (1986) que apresentaram 700 citações relativas a propulsores eletrotérmicos de baixo empuxo. Neste levantamento há diversas revisões de propulsores elétricos, resistojatos, arcojatos e aplicações a laser. Outros trabalhos referem-se à análise de desempenho, critérios de projeto, processamento eletrotérmicos, análise de missões, estudo de sistemas, materiais, métodos de diagnósticos, campo de escoamento e desempenho da tubeira.

Resistojatos são propulsores eletrotérmicos que utilizam uma resistência ôhmica que entra em contato direto com o fluido de trabalho, aquecendo-o através do efeito de condução e convecção. Com este aquecimento podem ser obtidos produtos de decomposição a altas temperaturas. Caso seja utilizado um catalisador, haverá o aquecimento deste aumentando sua eficiência de decomposição catalítica. Os gases resultantes da decomposição são expandidos pela região convergente-divergente da tubeira atingindo altas velocidades de exaustão.

Resistojatos fornecem baixos empuxos, da ordem de 1 N, possuem construção simples, são compactos e relativamente confiáveis, apresentam facilidade de

controle, são de simples condicionamento de potência, podem utilizar propelentes inertes, o projeto é de baixo custo e apresentam boa eficiência de empuxo (empuxo concentrado de forma axial em relação ao propulsor), de 60 a 85 % (SUTTON, 1992).

A primeira operação com um propulsor eletrotérmico no espaço foi realizada em 19 de setembro de 1965, quando houve o acionamento de um micropropulsor de nitrogênio por 30 minutos para ajustar a posição do satélite de detecção de explosões solares denominado Vela. Empuxo de 0,19 N e impulso específico de 123 s. A resistência elétrica possuía uma geometria helicoidal, atingindo temperatura máxima de 540 °C com uma potência de 90 W (JAHN, 1968).

Os resistojetos podem utilizar vários tipos de propelentes, que podem ser tanto gasosos quanto líquidos, como por exemplo: nitrogênio, amônia, hidrogênio, hélio, xenônio, monóxido de carbono, dióxido de carbono, hidrazina, vapor d'água, óxido nítrico, peróxido de hidrogênio e misturas de dióxido de carbono com metano.

É necessário avaliar as vantagens e as desvantagens do emprego de resistojetos, a fim de selecioná-lo para determinada missão.

Vantagens:

- Boa eficiência de empuxo (boa conversão de potência);
- Propulsores de fácil construção;
- Permite testes de pré-lançamento e checagem;
- Baixo custo (em relação a propulsores químicos);
- Tem pequeno impacto ambiental (com relação a propulsores com hidrazina);
- Permite o emprego de propelentes inertes.

Desvantagens:

- Massa do sistema de fornecimento de potência (grande, quando não puder utilizar o sistema elétrico em modo de espera);
- Perdas de calor (através das paredes do propulsor);
- Dissociação do gás (reações secundárias que possam acontecer da decomposição do gás);

Sistemas propulsivos empregando resistojetos podem possuir inúmeras configurações. O tipo de missão em que será utilizado o sistema eletrotérmico define a configuração dos resistojetos bem como o propelente mais apropriado. Na tabela 1.2 é apresentada uma lista de propulsores resistojetos lançados entre 1965 e 1999.

A Figura 1.1 representa um esquema simplificado de um sistema para propulsores resistojetos, desde o sistema de pressurização até o propulsor.

Tabela 1.2 Resistojetos utilizados no período de 1965 a 1999.

Lançamento	Satélite	Propelente	Potência [W]	Empuxo [mN]	Isp [s]
Experimental					
1967	ATS-2 e ATS-3	Amônia	3,6	18	150
1968-1969	ATS-4 e ATS-5	Amônia	3,5	18	150
1971	Sol rad-10	Hidrazina	<10	-	-
1999	UoSat-12	Óxido Nitroso	100	125	127
Ajuste de órbita geosíncrona					
1980	INTELSAT-V	Hidrazina	300-600	223-490	280
1983	Satcrom-1R	Hidrazina	450	178-356	298
1994	GOMS	Amônia	450	-	-
Ajuste de órbita e outros					
1965	Vela	Nitrogênio	92	187	123
1965	U.S.Navy sat.	Amônia	30	89	132
1967	Advanced Vela	Nitrogênio	30	89	132
1971	U.S.Navy sat.	Amônia	3	44-356	235
1981	Meteor 3-1	Amônia	450	-	-
1988	Gsta-3	Hidrazina	600	-	-
1997	Iridium	Hidrazina	500	-	-

Fonte: Rycek *et al.* (2005).

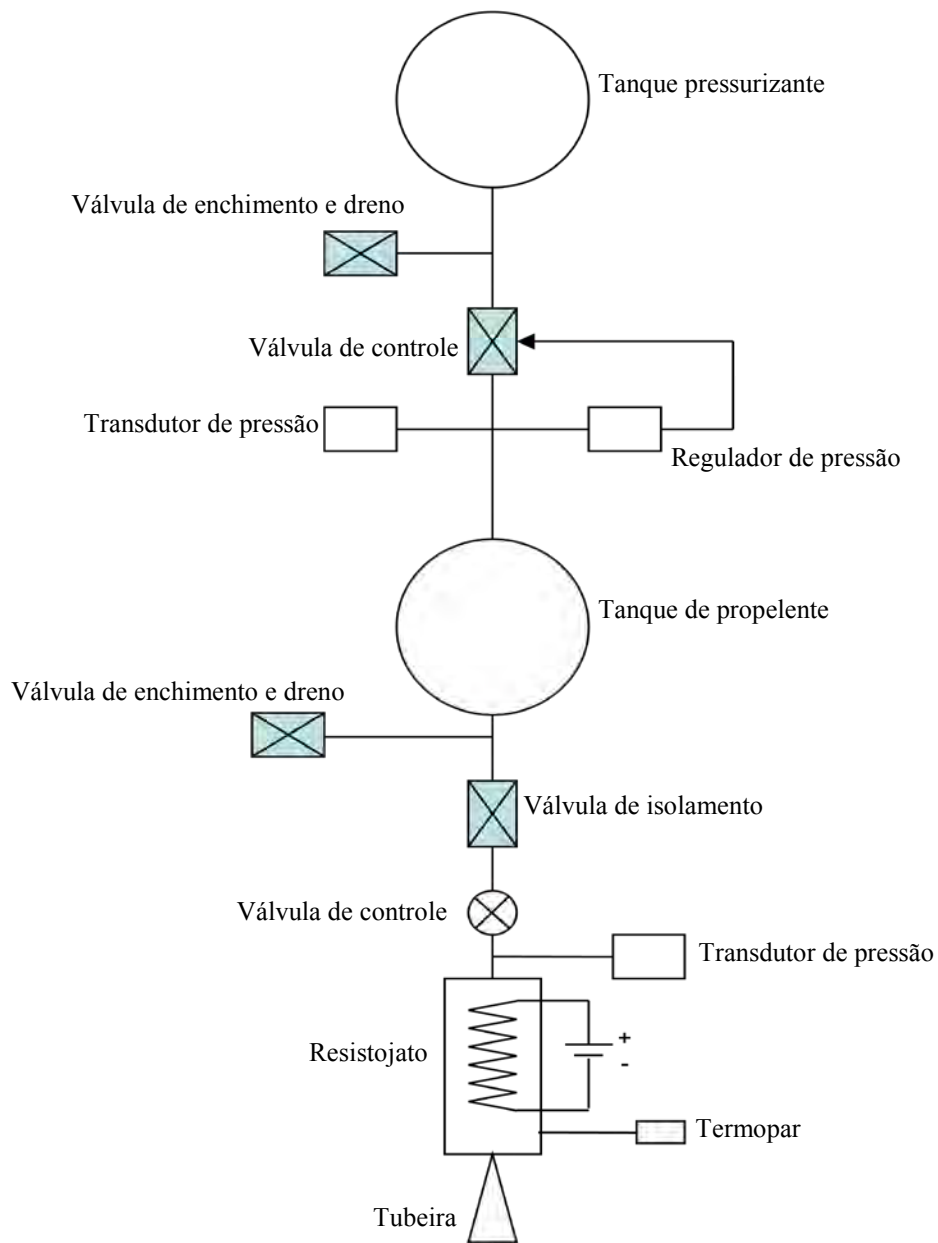


Figura 1.1- Esquema simplificado de um resistojato.

1.5. Monopropelentes para Resistojetos

Os monopropelentes são substâncias que se decompõem quando aquecidas, pressurizadas ou decompostas cataliticamente, gerando produtos a altas temperaturas que em seguida são ejetados por uma tubeira.

A vantagem de um motor monopropelente é a simplicidade no controle do sistema, no que diz respeito à capacidade de iniciar, parar e reiniciar o fornecimento de propelente, fato este desejável em sistemas propulsivos para segurança e confiabilidade (RUNCKEL, 1963).

Sistemas monopropelentes apresentam armazenamento mais simples do propelente e menor custo quando comparados a sistemas bipropelentes (AN; KWON, 2009).

A propulsão líquida é mais simples, comparada à propulsão sólida, no que 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 (GOUVÊA, 2007).

Os propelentes peróxido de hidrogênio, hidrazina, óxido nitroso, nitrogênio e oxigênio têm sido empregados em diversos sistemas propulsivos eletrotérmicos. A tabela 1.3 mostra uma comparação das características físico-químicas desses cinco monopropelentes.

Tabela 1.3 Comparação das propriedades físicas de monopropelentes.

Propriedades	Peróxido de Hidrogênio	Hidrazina	Óxido Nitroso	Nitrogênio	Oxigênio
Fórmula molecular	H ₂ O ₂	N ₂ H ₄	N ₂ O	N ₂	O ₂
Aparência	Incolor	Incolor	Incolor	Incolor	Incolor
Massa molar [kg/mol]	34,02	32,05	44,01	28,01	31,99
Ponto de Fusão [K]	272,57	274,54	182,20	63,00	54,21
Ponto de Ebulição [K]	423,20	386,55	184,52	77,21	90,05
Densidade [kg/l]	1,44	1,00	1,79 x 10 ⁻³	1,145 x 10 ⁻³	1,30 x 10 ⁻³
Temperatura crítica [K]	728,00	653,00	309,52	126,21	154,59
Pressão crítica [MPa]	22,00	14,70	7,25	3,39	5,04

Fonte : David; Lide. 2009.

Peróxido de hidrogênio a altas concentrações para propulsão é denominado HTP (high test peroxide). É um propelente promissor e versátil, também considerado um propelente alternativo por reduzir custos associados à sistemas de segurança em relação a saúde do usuário, manipulação, estocagem e produção (SU-LIM; CHOONG-WON, 2009). Tem menor impacto ambiental em comparação com outros propelentes utilizados, como a hidrazina

ou mono/di-metil-hidrazina com tetróxido de nitrogênio (BONIFÁCIO *et al.*, 2010).

1.6. Peróxido de Hidrogênio

O peróxido de hidrogênio foi descoberto por Louis Jacques Thenard em julho de 1818 (STOKES, 1998). O peróxido de hidrogênio possui aparência transparente semelhante à da água e tem odor característico. Não é inflamável em determinadas concentrações, é miscível com água em todas as proporções, e geralmente é encontrado no mercado em concentrações variando entre 10 e 60%. Sob temperatura ambiente, o peróxido de hidrogênio é estável, devido a estabilizantes especiais que são adicionados durante a sua produção que inibem a decomposição catalítica causada pelo efeito de metais, luz UV, e outras impurezas, que podem acidentalmente contaminar o reagente durante estocagem ou manuseio (MATTOS *et al.*, 2003).

Concentrações entre 10 e 27,5% são normalmente utilizadas em indústrias e podem, dependendo das condições de armazenamento e manipulação, apresentar riscos de queima e explosão, mas não ignitam espontaneamente quando em contato com outros materiais combustíveis. Soluções com concentrações em torno de 27,5 a 52% podem ignitar espontaneamente quando em contato com outros combustíveis. As soluções com concentração por volta de 35 a 52% são normalmente estáveis, porém se tornam instáveis com o aumento da temperatura. Concentrações entre 52 e 100% são sensíveis a detonação sua decomposição se torna explosiva a temperaturas elevadas. Estas concentrações são empregadas em processos químicos especiais como em propulsão (MATTOS *et al.*, 2003).

Soluções aquosas de peróxido de hidrogênio (H_2O_2) concentrações entre 86 a 100%, em massa, é interessante para aplicações em propulsão, pois se decompõem exotermicamente, gerando água e oxigênio, que são produtos não

tóxicos. Possui 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).

A alta densidade do peróxido de hidrogênio possibilita o uso de tanques menores, portanto mais leves em relação a outros oxidantes. É um propelente não criogênico e apresenta decomposição relativamente baixa, cerca de 1% ao ano, facilitando assim sua manipulação, estocagem e produção (GOUVÊA, 2007).

O peróxido de hidrogênio pode ser decomposto com ajuda de alguns materiais catalíticos que reduzem a energia de ativação da reação de decomposição. Na década de 1930 na Alemanha, Helmut Walter foi o primeiro a utilizar um leito catalítico para decompor o H_2O_2 com fins propulsivos (TIAN, 2001).

A maior vantagem no uso de propelentes “verdes” (ecológicos) como o peróxido de hidrogênio em aplicações espaciais está no fato da drástica redução dos custos associados à simplificação da segurança na produção, devido a sua baixa toxicidade, e à facilidade de estocagem e manipulação (SULIM; CHOONG-WON, 2009).

Nas últimas décadas o interesse pelo peróxido de hidrogênio para propulsores aumentou principalmente por ser um propelente pouco tóxico comparado com a hidrazina (PROTZ, 2000; KUAN, 2007). Atraindo assim atenção da comunidade científica para aplicações em propulsores de baixo e médio empuxo.

A equação química para a decomposição do peróxido de hidrogênio puro pode ser escrita como:



A temperatura de decomposição do peróxido de hidrogênio depende da sua concentração, da eficiência do catalisador e da eficiência na transferência de calor do elemento resistivo ao fluido. A decomposição também é função da natureza e da textura do catalisador que podem se apresentar em grãos, telas, pastilhas, entre outras (SU-LIM; CHOONG–WON, 2008).

A Tabela 1.4 apresenta algumas propriedades do peróxido de hidrogênio puro.

Tabela 1.4 Algumas propriedades do H₂O₂ puro.

Peso molecular	34.01 kg/kmol
Ponto de ebulição	423 K
Ponto de fusão	272.26 K
Temperatura crítica	728 K
Pressão crítica	220 bar
Entalpia de formação (líquido)	-187,17 kJ/mol
Calor específico (líquido)	89,10 J/mol K
Entropia (líquido) 1 bar	109,60 J/mol K
Entalpia de formação (gás)	-136,11 kJ/mol
Calor específico (gás)	43,10 J/mol K
Entropia (gás) 1 bar	232,70 J/mol K
Densidade	1,44 kg/l

Fonte : David; Lide (2009).

Simulações efetuadas usando o programa CEA Nasa (2004) mostram que o peróxido de hidrogênio puro gera produtos a uma temperatura aproximada de 1.100 K, apresenta velocidade característica de cerca de 1.140 m/s e produz impulso específico em torno de 127 s, em um propulsor com pressão na câmara de 5 bar e razão de expansão na tubeira de 1,5.

1.6.1. Aplicações

Há uma gama de aplicações do peróxido de hidrogênio em propulsão como foguetes lançadores, estágios superiores, aplicação em defesa militar, mísseis táticos, micro-satélites, sistemas de manobras orbitais, propulsores auxiliares e em todas as fases onde são exigidas menores custos de ciclo de vida e melhoria na segurança (SKISHNAN; CHOONG – WON, 2008).

Além destas aplicações, o peróxido de hidrogênio ainda é utilizado em diversos dispositivos, como geradores de gases para turbo bombas, rotores de helicópteros, em “Rocket Belts” 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).

Propulsores a peróxido de hidrogênio foram empregados para auxílio à decolagem nos aviões De Havilland Sprite e Screamer. Entre 1953 e 1957, a empresa britânica Saunders Roe desenvolveu um propulsor bi-motor de peróxido de hidrogênio de alto desempenho conhecido como Spectre. Este foi utilizado em testes de vôo do jato britânico SR-53. O motor Gamma 301, desenvolvido pela Bristol Siddeley em 1950, era altamente confiável e foi utilizado para o primeiro e segundo estágios do lançador de satélites Black Arrow, que voou de Woomera, Austrália, em 1971. Este motor possuía um impulso específico em vácuo de 265 segundos, com peróxido de hidrogênio a uma concentração de 86% (CERVONE *et al.*, 2006).

1.6.2. Estabilidade do Peróxido de Hidrogênio

A estabilidade do peróxido de hidrogênio depende do seu pH, da sua pureza, da temperatura, da quantidade de estabilizantes, da limpeza das paredes do tanque de armazenamento, do tratamento da superfície, da passivação da superfície, do revestimento da superfície, efeitos de fabricação do tanque e da compatibilidade do material do recipiente (NIMMERFORH, 2001).

Portanto, em termos da capacidade de armazenamento de peróxido de hidrogênio, este se torna mais estável com o aumento da concentração. A 98% o propelente é mais estável que a 90%, que é mais estável do que a 70%. Isso pode ser observado visualmente, se compararmos recipientes idênticos de vidro contendo as três concentrações. Pode-se observar a formação de "bolhas" no peróxido de hidrogênio a 70% em comparação a 90% ou a 98%. A explicação física para esse comportamento é que a água realmente funciona como um contaminante, desestabilizando a solução de peróxido de hidrogênio. Alguns riscos aumentam com o aumento da concentração, tais como auto-ignição com produtos inflamáveis, as reações hipergólicas e decomposição térmica auto-sustentada (VENTURA, 2005).

A Figura 1.2 mostra a temperatura de decomposição de soluções aquosas de peróxido de hidrogênio em função da sua concentração em massa. Verifica-se na Fig. 1.2 que a taxa de decomposição do peróxido de hidrogênio aumenta 2,5 vezes para cada 10 °C de incremento na temperatura (MATTOS *et al.*, 2003).

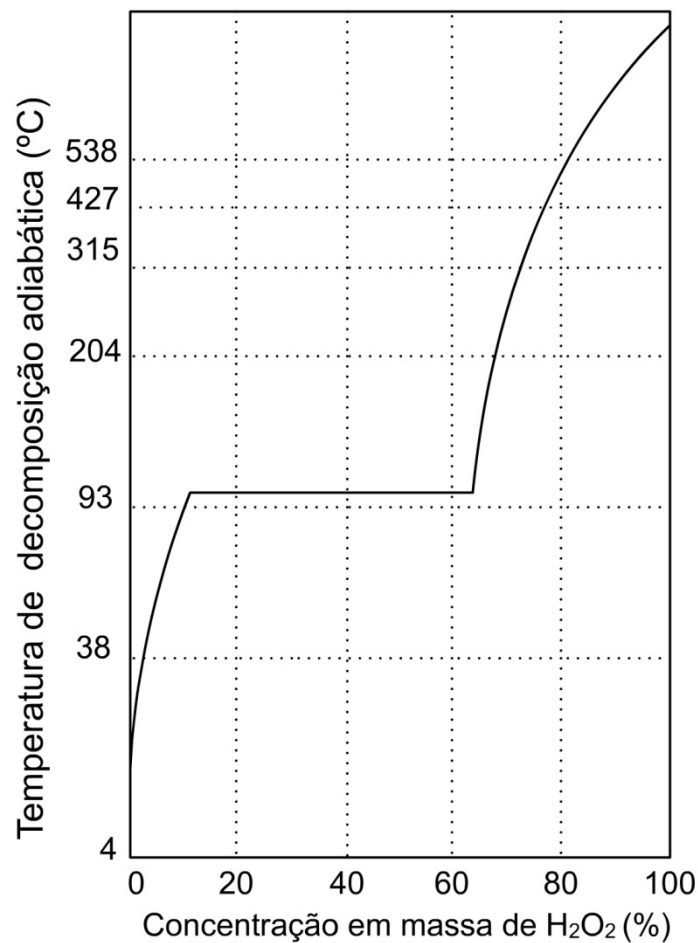


Figura 1.2- Temperatura de decomposição adiabática versus percentual em massa de H₂O₂, a 1 atm.

Fonte : Schumb *et al.* (1955)

O peróxido de hidrogênio em determinadas condições possui características de propelente hipergólico (auto-ignição) quando em contato com certos combustíveis. Helmut Walter foi o primeiro a reconhecer esta propriedade tendo testado o par hipergólico peróxido de hidrogênio e hidrazina 85% H₂O₂ / 30% N₂H₄ (BERNIER, 2004).

Desde a década de 1930, pesquisas com peróxido de hidrogênio vêm sendo realizadas. Na década de 1960 houve uma redução no desenvolvimento de trabalhos com peróxido de hidrogênio, devido às características de desempenho e estabilidade em relação à hidrazina. Diversos autores têm

apresentado experiências com manipulação e testes em sistemas que envolvem propulsão com peróxido de hidrogênio. A ideia é provar, através de fatos, e criar fundamentos com referências consistentes, que o peróxido é uma ótima solução para diferentes missões. Com o intuito de encontrar um propelente polivalente, as pesquisas estão sendo aprimoradas e inovadas. Novas experiências estão sendo realizadas para a seleção deste propelente em diversas missões especiais (VENTURA *et al.* 2007).

Historicamente a maioria dos acidentes que ocorreram com peróxido foram devidos à negligência, com o uso de materiais incompatíveis com a operação e manuseio do propelente. Aspectos como a intolerância ao calor, período de armazenamento, materiais incompatíveis, variações ambientais, instabilidade química e outros parâmetros o definem como um combustível que pode ser estocado e manipulado. As características requeridas pelo propelente são fatores que contribuem para definir o grau de dificuldade para trabalhos rotineiros de manipulação, produção e transporte do propelente (WERNIMONT, 1999).

Segundo Walter (1954), o peróxido de hidrogênio em concentrações de até 82% não é explosivo e nem detonável, porém, segundo Williams *et al.* (2004), o peróxido em concentrações acima de 85% 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 processo de detonação ou de combustão do peróxido de hidrogênio pode ocorrer nas fases gasosa, líquida e gás-líquida. As características de detonação na fase gasosa são bem estudadas. A detonação na fase líquida

pode se propagar pelo sistema de alimentação e causar destruição do propulsor. A mistura gás-líquido pode sofrer detonações devido à presença de pequenas bolhas de gás no líquido, causando uma onda de detonação que irá se propagar através das outras bolhas existentes no escoamento, aumentando a pressão e acelerando a propagação da onda (SCHUMB *et al.*, 1955).

Pasini *et al.* (2007) mencionam que os catalisadores mais utilizados atualmente são a base de prata, permanganatos de metais alcalinos e de óxidos de manganês (tipicamente MnO_2 e Mn_2O_3). Existem algumas experiências com platina depositada sobre alumina, paládio, irídio, cobalto, dióxido de rutênio, pentóxido de vanádio e óxido de chumbo. Nenhuma destas soluções é livre de problemas: no caso da prata o problema principal é sua oxidação e perda de atividade ao longo do tempo; no caso de catalisadores cerâmicos, é a pulverização (reduzir a pó) e a resistência (impedir o escoamento); no caso de leitos de materiais compactados (pellets), e a dificuldade de difusão; e no caso de catalisadores suportados é a sinterização e perda da fase ativa.

1.7. Catalisadores

Catalisador é toda e qualquer substância usada para reduzir a energia de ativação de uma reação, diminuindo a energia necessária para formar um complexo ativado (estado intermediário onde as ligações iniciais se enfraquecem e as novas ligações começam a se formar, sua existência é curta, sua energia é evidentemente maior que a dos reagentes, é o estado de energia que exprime o momento da colisão), sem ser consumido durante o processo. Um catalisador, normalmente, promove um caminho (mecanismo) molecular diferente para a reação. Por exemplo, hidrogênio e oxigênio gasosos são virtualmente inertes à temperatura ambiente, mas reagem rapidamente quando expostos à platina, que por sua vez, é o catalisador da reação (ALVES, 2011).

Na catálise, o aumento da velocidade é explicado pelo fato de o catalisador gerar um caminho alternativo para que a reação ocorra com menor consumo de energia. Em outras palavras, o catalisador torna a reação mais fácil. A catálise pode ser classificada em homogênea e heterogênea.

1.7.1. Catálise homogênea

A catálise homogênea ocorre quando o catalisador está em solução com pelo menos um dos reagentes, ou seja, estão no mesmo estado físico. A mistura catalisadora e o reagente formam uma mistura homogênea.

1.7.2. Catálise heterogênea

É um tipo de catálise onde os reagentes, produtos e catalisadores encontram-se em fases distintas. A catálise heterogênea envolve mais de uma fase; normalmente o catalisador é sólido e os reagentes e produtos estão na forma líquida ou gasosa. Nesse caso, o catalisador fornece uma superfície onde os reagentes irão reagir mais facilmente, e com menor energia de ativação.

A seguir são destacadas as principais propriedades tipicamente exigidas para um catalisador metálico suportado a ser empregado na decomposição do peróxido de hidrogênio em sistemas micropropulsivos:

- Deve ser capaz de decompor o peróxido de hidrogênio a baixa temperatura (275 K);
- Ser resistente a altas temperaturas, pois o leito catalítico pode atingir temperaturas na ordem de 1373 K, quando os disparos são contínuos ou possuem tempo de duração prolongado;
- Permitir centenas de partidas a frio (293 K) e milhões de pulsos com partidas a quente (373 K);

- Apresentar baixo tempo de resposta ao início da decomposição do peróxido de hidrogênio (abaixo de 50 ms), após a abertura da válvula de alimentação do propelente;
- Possuir um suporte que apresente grande volume de micro e macroporos interligados (para facilitar a saída dos gases produzidos), uma elevada área específica total (para uma boa distribuição da fase ativa metálica) e resistências térmica (suporte altas temperaturas) e mecânica (evitar a pulverização do catalisador), importantes para que o catalisador possa suportar as condições mais severas e adversas;
- O catalisador deve favorecer dissipação do calor no interior dos grãos do catalisador, pois as reações com peróxido de hidrogênio são altamente exotérmicas. Com um elevado teor metálico no catalisador é possível aumentar a resistência mecânica do suporte e a capacidade de decompor H_2O_2 , mesmo após uma perda de metal por erosão (JOFRE, 2008).

O fenômeno de perda de massa das partículas dos catalisadores pode ocorrer devido às condições severas de temperatura e pressão às quais os mesmos são submetidos durante a operação do propulsor.

Os fatores que influenciam na velocidade de uma reação são: a temperatura, a superfície de contato, a concentração de reagentes, presença de catalisador e a pressão.

No Capítulo 2 a seguir é apresentado um estudo teórico do escoamento em um propulsor eletrotérmico-catalítico a peróxido de hidrogênio. Os resultados serão posteriormente empregados no projeto de um protótipo de propulsor.

2 ANÁLISE TEÓRICA

Neste capítulo é apresentada uma análise teórica do desempenho de um resistojato catalítico, empregando peróxido de hidrogênio como propelente.

Inicialmente é feita uma descrição ao longo do propulsor e são definidos os parâmetros de desempenho, a temperatura final dos produtos de decomposição, velocidade de exaustão, velocidade característica, empuxo, coeficiente de empuxo, impulso específico, eficiência térmica, potência específica, eficiência da velocidade característica e eficiência propulsiva.

Em seguida são apresentados dois modelos simplificados do escoamento no propulsor:

- i) modelo com dissociação completa do propelente na câmara, com escoamento congelado e propriedades constantes dos gases ao longo da tubeira;
- ii) modelo com reação química em equilíbrio na câmara, com escoamento congelado e propriedades variáveis dos gases ao longo da tubeira.

2.1. Parâmetros de Desempenho de um Propulsor

A análise do escoamento reativo no interior do propulsor é feita mediante aplicação das leis de conservação de massa, quantidade de movimento e energia e pela consideração de equilíbrio químico ou dissociação completa na câmara do propulsor.

Admite-se que o escoamento seja unidimensional e em regime permanente ao longo do propulsor e que seja isentrópico na tubeira.

A Figura 2.1 mostra um esquema do escoamento ao longo de um propulsor eletrotérmico catalítico, que possui dois volumes de controle. O primeiro volume de controle, VC_1 , engloba a câmara termo-catalítica, onde há fornecimento de energia elétrica pelo aquecedor e decomposição do propelente no leito catalítico. O segundo volume de controle, VC_2 , abrange a tubeira onde ocorre a expansão e aceleração do escoamento a velocidades supersônicas.

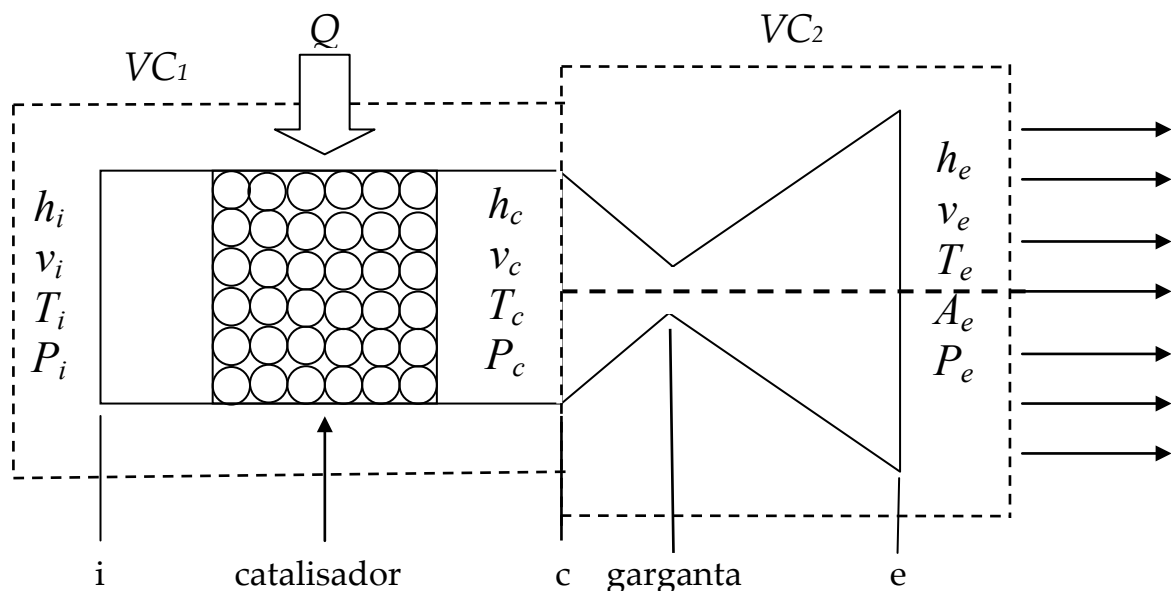


Figura 2.1- Esquema do escoamento ao longo do propulsor eletrotérmico catalítico.

Os volumes de controle foram determinados de forma a facilitar a obtenção das propriedades termodinâmicas do escoamento nas seções de interesse. Com o volume de controle VC_1 são obtidas as propriedades termodinâmicas do propelente na saída da câmara termo-catalítica. Durante o escoamento do fluido na câmara termo-catalítica o mesmo sofre processos de aquecimento e decomposição. O aquecimento é realizado por uma resistência ôhmica (alimentada por uma fonte externa de potência), aumentando a entalpia sensível do propelente e, conseqüentemente, tornando a temperatura dos

produtos de decomposição mais elevada em relação à decomposição sem aquecimento.

O processo de decomposição é realizado por um catalisador de irídio depositado sobre alumina (Ir/Al_2O_3). O objetivo do leito catalítico é diminuir a energia de ativação, aumentando a taxa de decomposição do peróxido de hidrogênio. Espera-se que no final da câmara termo-catalítica o propelente esteja totalmente decomposto a temperatura elevada. A energia térmica dos produtos de decomposição é convertida em energia cinética de exaustão.

A aplicação da primeira lei da termodinâmica ao escoamento que passa pelo volume de controle VC_1 permite escrever:

$$Q + h_i + \frac{v_i^2}{2} = h_c + \frac{v_c^2}{2} \quad (2.1)$$

onde Q é a quantidade de calor fornecida pela resistência elétrica por unidade de massa do propelente, h_i e v_i são, respectivamente, a entalpia específica e a velocidade de injeção do propelente na câmara termo-catalítica, e h_c e v_c são, respectivamente, a entalpia específica e a velocidade dos produtos na saída da câmara termo-catalítica, após aquecimento e decomposição do propelente.

O calor fornecido por unidade de massa do propelente é relacionado à potência elétrica dissipada pelo aquecedor, pela equação:

$$Q = \frac{\eta P}{\dot{m}} \quad (2.2)$$

onde η é a eficiência de aquecimento, P a potência elétrica dissipada e \dot{m} é a vazão mássica de propelente.

Se não ocorrerem perdas de calor, a entalpia de estagnação na injeção do propelente é igual à entalpia do propelente no tanque, h_{iq} , ou seja:

$$h_{iq} = h_i + \frac{v_i^2}{2} \quad (2.3)$$

A entalpia de estagnação dos produtos de decomposição, h_{oc} , é definida por:

$$h_{oc} = h_c + v_c^2 / 2 \quad (2.4)$$

Substituindo as Eqs. (2.2), (2.3) e (2.4) na Eq. (2.1) resulta:

$$h_{oc} = h_{iq} + \frac{\eta P}{\dot{m}} \quad (2.5)$$

O volume de controle VC_2 irá determinar as propriedades do escoamento na saída da tubeira. Na entrada de VC_2 as propriedades termodinâmicas são idênticas às propriedades do escoamento na saída do volume de controle VC_1 . Na tubeira, a energia térmica adquirida pelo propelente na câmara termocatalítica será convertida em energia cinética. Ao longo da região convergente da tubeira o escoamento será acelerado até atingir a velocidade sônica na garganta e depois, na seção divergente da tubeira, será acelerado até velocidades supersônicas.

A aplicação da primeira lei da termodinâmica ao escoamento em VC_2 permite obter:

$$h_{oc} = h_e + \frac{v_e^2}{2} \quad (2.6)$$

onde, h_e e v_e são, respectivamente, a entalpia específica e a velocidade do escoamento na saída da tubeira.

A partir da equação anterior, pode-se obter:

$$v_e = [2(h_{oc} - h_e)]^{1/2} \quad (2.7)$$

Considerando que os produtos na saída da câmara termo-catalítica sejam gases caloricamente perfeitos, pode-se escrever:

A aplicação da primeira lei da termodinâmica ao escoamento em VC₂ permite obter:

$$h_{oc} - h_e = c_p(T_{oc} - T_e) \quad (2.8)$$

onde T_{oc} é a temperatura de estagnação dos gases na saída da câmara termo-catalítica, T_e é a temperatura de exaustão dos gases e c_p é o calor específico médio dos gases ao longo da tubeira.

Substituindo a Eq. (2.8) na Eq.(2.7) resulta:

$$v_e = [2c_p(T_{oc} - T_e)]^{1/2} \quad (2.9)$$

Uma vez que o escoamento dos produtos ao longo da tubeira é isentrópico com propriedades constantes, tem-se:

$$\frac{T_e}{T_{oc}} = \left(\frac{P_e}{P_{oc}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (2.10)$$

onde P_{oc} e P_e são, respectivamente, a pressão de estagnação na saída da câmara termo-catalítica e a pressão de exaustão na saída da tubeira e γ é a razão de calores específicos dos gases a pressão e a volume constantes.

Substituindo a Eq. (2.10) na Eq. (2.9) resulta:

$$v_e = \left[\frac{2\gamma}{\gamma-1} RT_{oc} \left(1 - \left(\frac{P_e}{P_{oc}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right) \right]^{1/2} \quad (2.11)$$

onde R é a constante do gás para os produtos formados.

Pode-se também mostrar (SUTTON, 2001) que a razão de pressões P_{oc}/P_e na tubeira depende apenas da razão de expansão da tubeira, $\varepsilon = A_e/A_g$, onde A_g é a área da garganta da tubeira e A_e é a área de exaustão da tubeira:

$$\varepsilon = \frac{A_e}{A_g} = \left(\frac{\gamma+1}{2} \right)^{-\frac{1}{(\gamma-1)}} \left(\frac{P_e}{P_{oc}} \right)^{-\frac{1}{\gamma}} \left\{ \frac{1+\gamma}{\gamma-1} \left(1 - \left(\frac{P_e}{P_{oc}} \right)^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} \right) \right\}^{-\frac{1}{2}} \quad (2.12)$$

Deste modo a velocidade de exaustão dos produtos depende da geometria da tubeira, da massa molar do gás e da temperatura dos produtos na saída da câmara termo-catalítica (VC_1).

A velocidade característica de um propulsor, c^* , é definida como:

$$c^* = \frac{P_{oc} A_g}{\dot{m}} \quad (2.13)$$

onde \dot{m} é a vazão mássica do propelente.

Para um escoamento isentrópico de gases perfeitos com propriedades constantes, pode-se mostrar que:

$$c^* = \left[\frac{1}{\gamma} \left(\frac{\gamma+1}{2} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \frac{R_0 T_{oc}}{M} \right]^{1/2} \quad (2.14)$$

onde R_0 é a constante universal dos gases e M é a massa molar dos produtos.

A eficiência com que o propelente é aquecido e decomposto pode ser determinada a partir da medida experimental de c^* e da comparação com c^* teórico. A medida experimental de c^* pode ser feita através da medida da pressão na câmara e da vazão mássica, usando a Eq. (2.11), enquanto o cálculo teórico de c^* pode ser feito usando a Eq. (2.12).

O empuxo de um propulsor, F , é dado por:

$$F = \dot{m}v_e + (p_e - p_a)A_e \quad (2.15)$$

onde p_a é a pressão ambiente e A_e é a área de exaustão da tubeira.

O empuxo apresenta dois componentes: o primeiro representa o momento linear total dos gases ejetados pela tubeira, resultante da conversão da energia térmica em energia cinética; o segundo componente representa a força resultante da diferença de pressão entre a pressão na saída da tubeira e a pressão ambiente.

Se a pressão dos gases ejetados na saída da tubeira for igual à pressão ambiente, o segundo termo na direita da Eq.(2.13) anula-se, assim o empuxo será representado exclusivamente pelo momento total dos gases ejetados. Neste caso a tubeira é chamada de tubeira adaptada. Se a pressão ambiente for menor que a pressão de saída a tubeira é chamada de subexpandida e se a pressão ambiente for maior que a pressão de saída a tubeira é chamada superexpandida. Os padrões de escoamento resultantes são mostrados na Figura 2.2. Pode-se demonstrar (SUTTON, 2001) que quando a tubeira está adaptada obtém-se o maior empuxo possível e assim diz-se que a razão de expansão da tubeira é ótima.

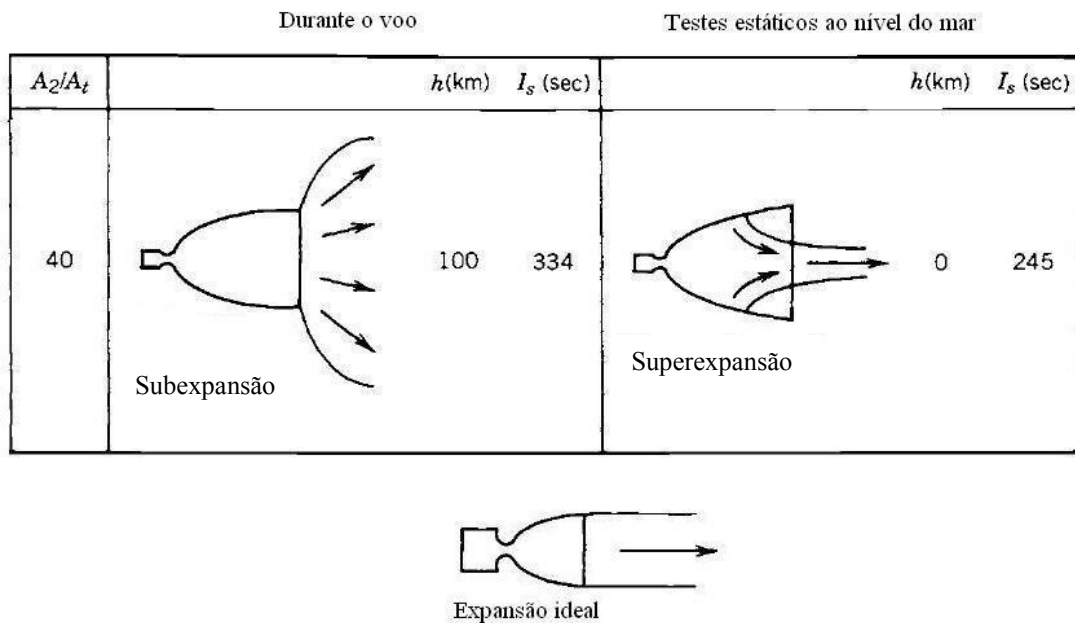


Figura 2.2- Padrões de escoamento em uma tubeira.

Fonte: Sutton (2001).

O coeficiente de empuxo é um parâmetro de performance definido por:

$$C_F = \frac{F}{A_t p_c} \quad (2.16)$$

No caso de escoamento isentrópico de gases perfeitos com propriedades constantes, Sutton (2001) mostra que:

$$C_F = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\gamma+1/\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_{oc}}\right)^{\gamma-1/\gamma}\right]} + \left(\frac{p_e}{p_{oc}} - \frac{p_a}{p_{oc}}\right) \frac{A_e}{A_g} \quad (2.17)$$

C_F é um parâmetro de desempenho relacionado principalmente ao projeto da tubeira uma vez que a razão de pressões depende diretamente da geometria da tubeira.

O impulso específico é um parâmetro de desempenho que relaciona o impulso total, I_t , fornecido ao veículo e o peso de propelente consumido, dado por:

$$Isp = \frac{I_t}{g_0 \int_0^t \dot{m} dt} = \frac{\int_0^t F dt}{g_0 \int_0^t \dot{m} dt} \quad (2.18)$$

onde g_0 é a aceleração da gravidade ao nível do mar ($9,81 \text{ m/s}^2$). Considerando o empuxo, F , e a vazão mássica de propelente, \dot{m} , constantes e a tubeira adaptada, a Eq. (2.18) pode ser simplificada para:

$$Isp = \frac{F}{\dot{m} g_0} = \frac{v_e}{g_0} \quad (2.19)$$

Pela Eq. (2.21) é possível notar que o impulso específico, Isp , é proporcional à velocidade de exaustão na saída da tubeira.

A potência específica do propulsor é definida por, onde P é a potência fornecida:

$$P_{esp} = \frac{P}{\dot{m}} \quad (2.20)$$

A eficiência propulsiva é dada por:

$$\eta_p = \frac{\Delta E_{exaustão}}{P} = \frac{\frac{1}{2} \dot{m} (\Delta v_e)^2}{P} = \frac{\dot{m} (v_e - v_{e,f})^2}{2P} \quad (2.21)$$

onde v_e é a velocidade de exaustão com aquecimento e $v_{e,f}$ é a velocidade de exaustão sem aquecimento. Para calcular $v_{e,f}$ pode-se usar a Eq.(2.22):

$$v_{e,f} = \sqrt{\frac{2\gamma RT_{oc,f}}{\gamma - 1}} \quad (2.22)$$

onde $T_{oc,f}$ é a temperatura de estagnação dos produtos na câmara sem o aquecimento resistivo.

A eficiência da velocidade característica é dada por:

$$\eta_{c^*} = \frac{c_{exp}^*}{c_{teo}^*} = \frac{\frac{A_1 p_{oc,exp}}{\dot{m}_{exp}}}{\sqrt{\frac{1}{\gamma} \left(\frac{\gamma + 1}{2} \right)^{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}} \frac{R_o T_{oc}}{M}}} \quad (2.23)$$

onde c_{exp}^* é a velocidade característica experimental calculada através dos parâmetros T_{oc} e p_{oc} . c_{teo}^* é a velocidade característica calculada teoricamente, os índices *exp* e *teo* representam, respectivamente, as condições experimentais e teóricas.

Uma melhor aproximação para a velocidade característica teórica é feita considerando-se a temperatura de decomposição obtida experimentalmente, pois assim a eficiência de c^* irá considerar efeitos de viscosidade e ineficiências não levadas em conta no modelo do escoamento ideal (PASINI et al, 2007).

2.2. Análise Termoquímica

Nesta seção é apresentada uma análise termoquímica do escoamento ao longo do propulsor, para o cálculo dos parâmetros propulsivos em função da concentração do peróxido de hidrogênio, da vazão mássica do propelente e da energia elétrica dissipada.

São admitidas as seguintes hipóteses:

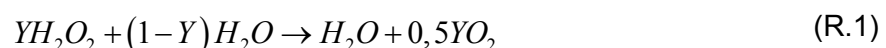
- O propelente é uma solução aquosa contendo uma fração em massa Y de peróxido de hidrogênio.
- Os produtos da decomposição formam uma mistura perfeita de gases perfeitos.
- A vazão mássica do propelente é constante.
- A pressão é constante na câmara.
- Não há perdas de calor pelas paredes do motor.
- Efeitos do atrito e de camada limite são desprezíveis.
- Os efeitos da viscosidade são desprezíveis.
- O escoamento é unidimensional.
- Os produtos não mudam sua composição ao longo da tubeira (escoamento congelado).
- Escoamento isentrópico na tubeira.
- Empuxo constante.

A seguir apresenta-se a determinação dos parâmetros termoquímicos do propulsor eletrotérmico catalítico considerando dois casos: i) o H_2O_2 aquoso está totalmente decomposto na saída do leito catalítico, formando somente H_2O e O_2 como produtos gasosos à alta temperatura; ii) H_2O_2 aquoso está totalmente dissociado na saída do leito catalítico, formando vários produtos em equilíbrio termodinâmico e à alta temperatura na saída da câmara termocatalítica.

2.3. Determinação dos Parâmetros Termoquímicos de um Propulsor

2.3.1. Caso com Dissociação Total Simples

Admite-se inicialmente que ocorra decomposição completa da solução de peróxido de hidrogênio H_2O_2 pelo catalisador, segundo a reação:



onde Y é a fração mássica do peróxido hidrogênio na solução.

A massa molar do peróxido de hidrogênio é 34 kg/kg-mol e a massa molar da água é 18 kg/kg-mol, portanto a massa molar da solução líquida no tanque e na seção de injeção é $M_{iq} = 612 / (34 - 16Y)$ kg/kg-mol.

A massa molar do oxigênio é 32 kg/kg-mol, então a massa molar dos produtos gasosos é $M_c = 576 / (32 - 7Y)$ kg/kg-mol, onde as frações mássicas de H_2O e O_2 nos produtos são dados em função da concentração do peróxido de hidrogênio pelas seguintes relações: $Y_{H_2O,c} = 18 / (18 + 16Y)$ kg/kg-mol e $Y_{O_2,c} = 1 - Y_{H_2O,c}$.

Se não houver perdas de calor na linha de alimentação e injeção, a entalpia específica de estagnação na seção de injeção é:

$$h_{iq} = Yh_{H_2O_2,iq} + (1 - Y)h_{H_2O,iq} \quad (2.24)$$

e a entalpia de estagnação dos produtos da decomposição na saída da câmara é:

$$h_{oc} = Y_{H_2O,c}h_{H_2O,oc} + Y_{O_2,c}h_{O_2,oc} \quad (2.25)$$

Com as equações termodinâmicas que descrevem o escoamento e as definições admitidas acima é possível reescrever a equação (2.7) da seguinte forma:

$$Y_{H_2O,c}h_{H_2O,oc} + Y_{O_2,c}h_{O_2,oc} = Yh_{H_2O_2,iq} + (1 - Y)h_{H_2O,iq} + \frac{\eta P}{\dot{m}} \quad (2.26)$$

onde $h_{H_2O_2,tq} = h_{f,H_2O_2,tq} + \Delta h_{H_2O_2,tq}$, $h_{H_2O,tq} = h_{f,H_2O,tq} + \Delta h_{H_2O,tq}$, $h_{H_2O,c} = h_{f,H_2O} + \Delta h_{H_2O,c}$ e $h_{O_2,c} = \Delta h_{O_2,c}$, e as variáveis $h_{f,k}$ e Δh_k são, respectivamente, as entalpias de formação e as entalpias sensíveis das espécies envolvidas, $k = H_2O$, O_2 e H_2O_2 . O subscrito tq indica condições no tanque e o subscrito c indica condições na saída da câmara termo-catalítica.

A substituição do lado direito da Eq.(2.26) na Eq. (2.7) fornece a velocidade de exaustão dos produtos:

$$v_e = \left[2 \left(Y h_{H_2O_2,tq} + (1-Y) h_{H_2O,tq} + \frac{\eta P}{\dot{m}} - h_e \right) \right]^{1/2} \quad (2.27)$$

A entalpia de exaustão pode ser estimada como $h_e = Y_{H_2O,c} h_{f,H_2O,g}^0$ se for usada uma tubeira adaptada com expansão dos produtos gasosos até as condições ambientes (298 K e 1 atm), mantendo-se a mesma composição ao longo da tubeira, isto é, com escoamento “congelado”. O empuxo e o impulso específico podem então ser determinados com ajuda da Equação (2.27).

A Eq. (2.26) pode ser usada para determinar a temperatura de estagnação dos produtos, T_{oc} , uma vez sejam conhecidas as relações entre as entalpias e as temperaturas das espécies participantes. Se forem considerados calores específicos médios para os produtos gasosos, obtém-se uma equação simplificada para a temperatura na saída da câmara termo-catalítica:

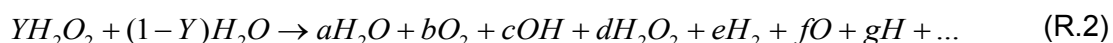
$$T_c \cong T_{tq} + \frac{\left(1 + \frac{8Y}{9} \right) \left(Y h_{H_2O_2,tq} + (1-Y) h_{H_2O,tq} + \frac{\eta P}{\dot{m}} \right) - h_{f,H_2O,c}}{c_{p,H_2O,c} + \frac{8Y}{9} c_{p,O_2,c}} \quad (2.28)$$

onde T_{tq} é a temperatura do propelente no tanque.

2.3.2. Caso com Dissociação Total e Equilíbrio Químico na Saída da Câmara

Caso haja dissociação total do propelente pela ação do catalisador pode ocorrer a formação de um grande número de produtos. Para que ocorra o aquecimento e decomposição do escoamento, o escoamento deve residir na câmara termo-catalítica tempo suficiente para alcançar o equilíbrio químico.

Pode-se então escrever a reação global:



onde cada produto está em equilíbrio com seus elementos formadores. Os coeficientes estequiométricos dos produtos são dependentes da fração mássica do peróxido de hidrogênio.

Para simular este caso utilizou-se o programa de equilíbrio químico CEA NASA 2004, considerando os diversos produtos da dissociação. A adição de energia ao escoamento foi simulada aumentando-se as entalpias sensíveis dos reagentes de uma quantidade Q , em função da eficiência térmica, da potência elétrica e da vazão mássica do escoamento: $Q = \eta P / \dot{m}$. A adição de energia nos reagentes é feita de modo proporcional à fração mássica de cada elemento na mistura aquosa de peróxido de hidrogênio.

Verificou-se, no entanto, que ao executar o programa CEA NASA 2004, a dissociação dos produtos principais não é significativa, havendo a formação, basicamente, de O_2 e H_2O . A fração mássica dos produtos secundários pode ser considerada desprezível, sendo da ordem de 10^{-6} . Note-se que o programa

NASA CEA 2004 fornece diretamente o impulso específico, a temperatura na câmara e o coeficiente de empuxo, e permite considerar variações na composição e nas propriedades termodinâmicas dos gases ao longo da tubeira.

2.4. Resultados e Discussões

Foram executadas simulações usando as equações mostradas no item 2.3.1 e com o programa NASA CEA 2004, para obter dados preliminares dos parâmetros de desempenho teóricos de um propulsor resistojato catalítico empregando peróxido de hidrogênio como propelente.

Os resultados obtidos para os casos com dissociação total e equilíbrio químico foram semelhantes, especialmente em tubeiras com razão de expansão pequena, visto que ocorre a dissociação completa dos reagentes nos dois casos e não há presença significativa de outras espécies além de H₂O e O₂.

Foram geradas curvas da temperatura final na câmara termo-catalítica, T_c , do impulso específico, I_{sp} , e do empuxo, F , versus a potência elétrica fornecida por grama de propelente, P , para uma dada vazão do propelente. Foram considerados os casos com decomposição total simples e decomposição com equilíbrio químico na tubeira, adotando-se a pressão na câmara termo-catalítica de $p_c = 5$ bar, a temperatura dos propelentes no tanque $T_{iq} = 298$ K e eficiência térmica $\eta = 90\%$. Note-se que a eficiência térmica efetiva em um dado propulsor pode ser determinada a partir da potência do jato de exaustão.

Usando o modelo de decomposição total simples foram obtidas as Figuras. 2.3, 2.4 e 2.5 que mostram, respectivamente, a temperatura, o impulso específico e o empuxo versus a potência elétrica específica fornecida para concentrações do peróxido de hidrogênio variando entre 75 e 95%, vazão mássica de 0,2 g/s e pressão na câmara de 5 bar, com a tubeira adaptada.

Pode-se notar nas Figuras. 2.3, 2.4 e 2.5 que o aumento da potência específica fornecida ao escoamento produz um aumento aproximadamente linear da temperatura final dos produtos, do impulso específico e do empuxo. Estes parâmetros propulsivos também são influenciados de forma direta pela concentração do propelente, demonstrando que quanto mais concentrado o propelente, maiores serão os valores alcançados pelos parâmetros propulsivos. Com o fornecimento de 100 W de potência e o aumento gradual da concentração do propelente ocorre um aumento de cerca de 39% na temperatura final da câmara termo-catalítica, 28% no impulso específico e 30% no empuxo para a vazão de 0,2 g/s, em relação ao sistema sem aquecimento, com peróxido hidrogênio a 95% em massa.

Usando o modelo de equilíbrio químico na câmara, com o código CEA NASA 2004, foram obtidas as Figuras 2.6, 2.7 e 2.8 que mostram, respectivamente, a temperatura na câmara termo-catalítica, o impulso específico e o empuxo. Neste caso considera-se uma tubeira adaptada com razão de expansão 50, para operação em grandes altitudes. O escoamento na tubeira foi considerado congelado, isto é, a composição ao longo da tubeira permanece constante, semelhante à composição encontrada no final da câmara termo-catalítica. A vazão mássica considerada para este escoamento também foi de 0,2 g/s e pressão na câmara $p_c = 5$ bar.

Observa-se que os resistojetos usando tubeira com razão de expansão 50 apresentam impulsos específicos e empuxos maiores que os resistojetos usando tubeira com razão de expansão 1,45. Em grandes altitudes a pressão ambiente é menor que a pressão a baixas altitudes, enquanto as temperaturas na saída da câmara termo-catalítica são semelhantes. Para os demais parâmetros, como o impulso específico e o empuxo, o comportamento é semelhante ao ocorrido para o caso anterior, ou seja, com o aumento da

potência haverá aumentos dos parâmetros tanto pelo fornecimento de energia térmica como pelo aumento da concentração do propelente.

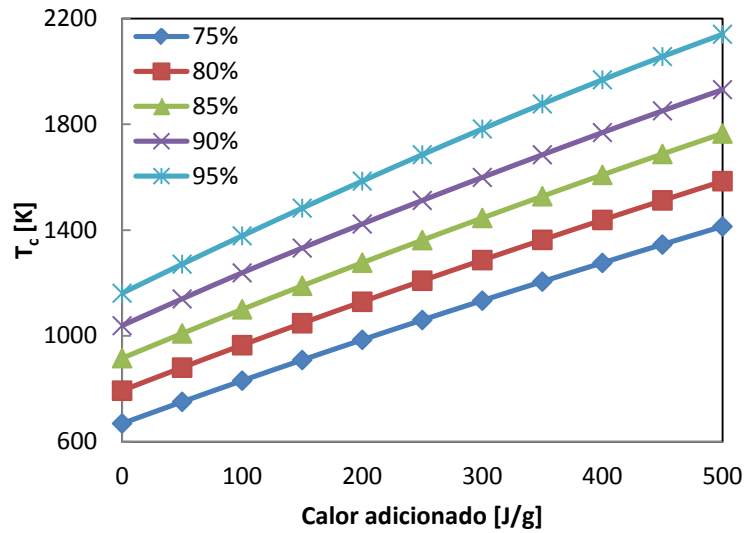


Figura 2.3- Temperatura na saída da câmara versus calor adicionado, $\varepsilon = 1,45$.

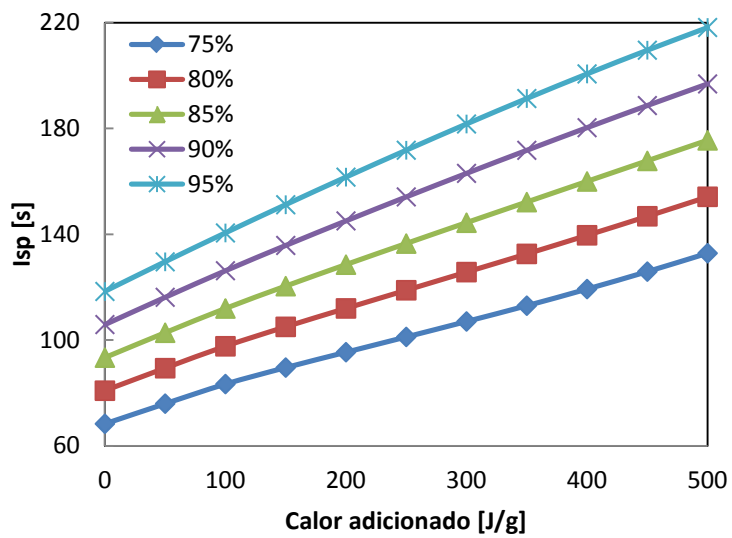


Figura 2.4- Impulso específico versus calor adicionado, $\varepsilon = 1,45$.

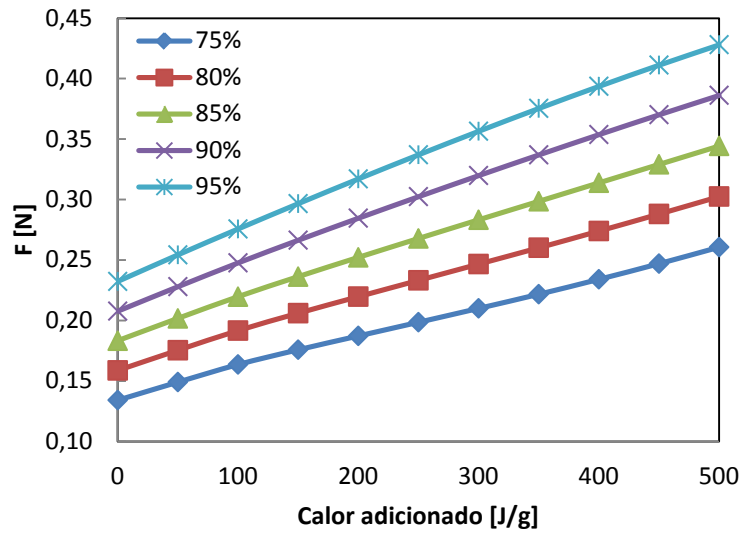


Figura 2.5- Empuxo teórico versus calor adicionado, $\varepsilon = 1,45$.

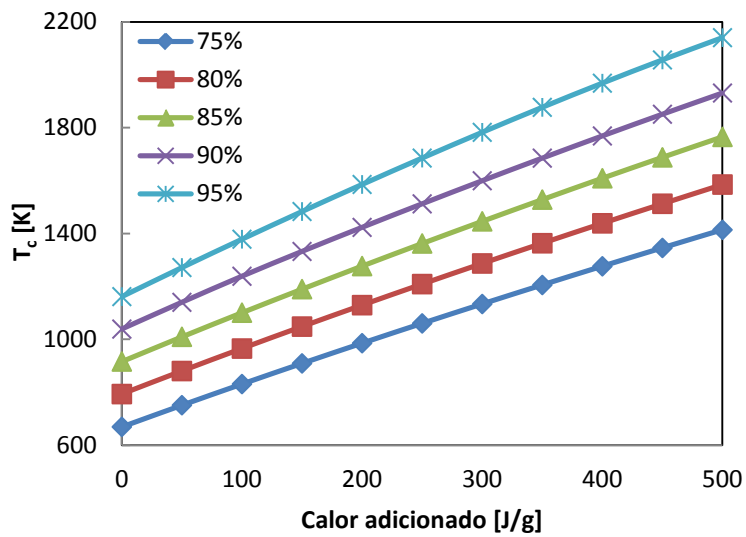


Figura 2.6- Temperatura na saída da câmara versus calor adicionado, $\varepsilon = 50$.

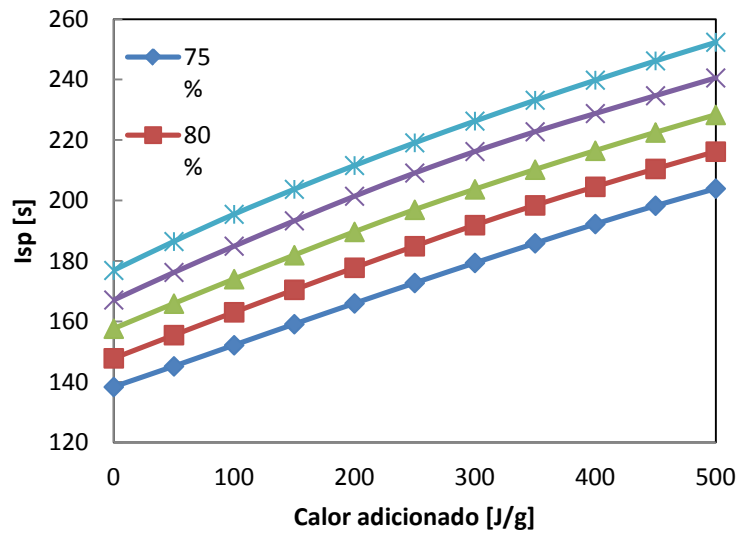


Figura 2.7- Impulso específico versus calor adicionado, $\varepsilon = 50$.

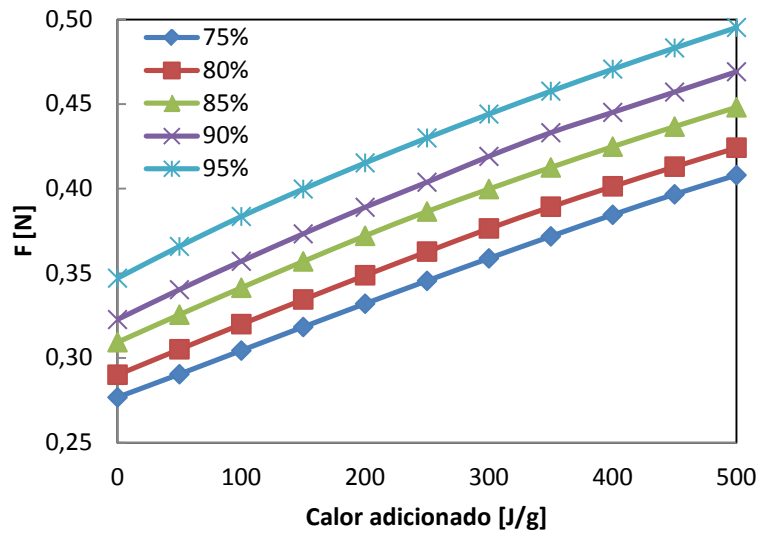


Figura 2.8- Empuxo versus calor adicionado, $\varepsilon = 50$.

3 DESENVOLVIMENTO EXPERIMENTAL

Neste Capítulo é descrita a parte experimental da dissertação. Inicialmente são apresentados o protótipo do propulsor, a bancada de testes, o processo de concentração do peróxido de hidrogênio e o procedimento de testes. Ao final são apresentados resultados dos testes experimentais realizados.

3.1. Protótipo do Propulsor Termo-Catalítico

A Tabela 3.1 apresenta os parâmetros utilizados para o projeto do protótipo do propulsor termo-catalítico empregando peróxido de hidrogênio como propelente, tendo em conta os resultados teóricos obtidos no Capítulo 2.

A potência máxima definida, 100 W, é um valor disponível em muitos satélites de pequeno e médio porte. O empuxo especificado permite realizar manobras de precisão, tendo-se baixas vazões de combustível e impulsos específicos com aquecimento relativamente elevados. A pressão na câmara é baixa para permitir pequenas vazões e uma massa menor do tanque de propelente.

A configuração do propulsor foi definida após revisão dos sistemas existentes na literatura, considerando-se a minimização das perdas de calor e a disponibilidade de sistemas resistivos compactos no país. Foi escolhida uma configuração com cartucho aquecedor, posicionado no eixo da câmara termo-catalítica.

Considerou-se para este cálculo a pressão ambiente $P_a = 0,95$ bar e a pressão na câmara $P_c = 5$ bar. Com esta razão de expansão tem-se a pressão de saída da tubeira igual à pressão ambiente, $P_e = P_a$.

O projeto do propulsor foi detalhado com a ajuda do software de projeto mecânico “Solidworks” que proporcionou uma análise rápida dos componentes

e da montagem do propulsor, permitindo uma análise de eventuais interferências e ajustes, e possibilitando o redimensionamento de componentes quando necessário.

Tabela 3.1 Parâmetros para o projeto do propulsor.

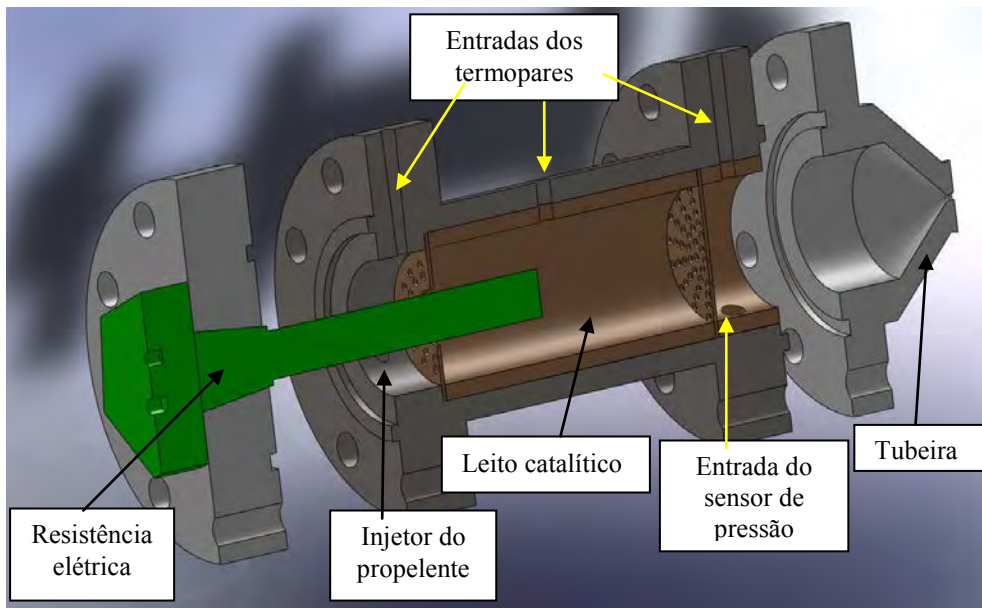
Potência máxima (W)	100
Empuxo máximo (N)	0,2
Razão de expansão da tubeira, ϵ (-)	1,45
Diâmetro da garganta da tubeira (mm)	0,7
Coefficiente de empuxo (-)	1,39
Pressão na câmara (bar)	5
Impulso específico máximo (s)	137
Vazão mássica (g/s)	0,2

Em linhas gerais, o propulsor é constituído por um sistema de injeção tangencial, um cartucho aquecedor elétrico, pré-câmara de aquecimento, leito catalítico, pós-câmara e tubeira. A Figura 3.1 apresenta um corte 3D e um corte 2D do propulsor com algumas dimensões cotadas.

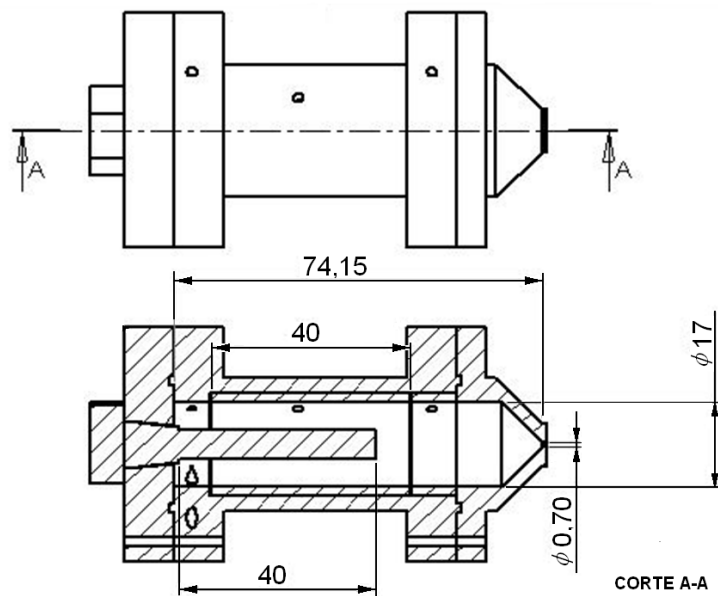
Pode-se ver na Figura 3.1 que o protótipo do propulsor é constituído de três peças principais. Estas peças foram usinadas na oficina mecânica do LCP a partir de barras de aço inox 316.

A primeira peça permite a fixação do cartucho de aquecimento dentro do propulsor e faz conexão com uma barreira térmica. A segunda peça contém a pré-câmara de injeção, a câmara termo-catalítica e parte da pós-câmara. A terceira peça contém o final da pós-câmara e a tubeira.

Na pré-câmara de injeção o propelente é injetado tangencialmente em relação ao eixo do propulsor, aumentando o tempo de residência do propelente para aquecê-lo um pouco antes de entrar no leito termo-catalítico.



a) Vista em corte 3D



b) Vista em corte 2D

Figura 3.1- Projeto do propulsor

A câmara termo-catalítica contém a seção maior do cartucho de aquecimento, este é posicionado longitudinalmente na região central da câmara, o leito catalítico acomodado ao redor do cartucho com duas telas limitadoras. A primeira tela funciona também como um dispersor do propelente no catalisador, distribuindo-o de maneira uniforme, enquanto a segunda tela controla o comprimento do leito catalítico.

A pós-câmara serve para uniformização do escoamento, contém entradas para um termopar e um transdutor de pressão, visando avaliação do comportamento do propulsor.

A tubeira converte a energia térmica adquirida pelos produtos de decomposição na câmara termo-catalítica em energia cinética de exaustão.

Os desenhos técnicos e as vistas dos componentes do protótipo são apresentados no Apêndice A.

3.1.1. Sistema de Aquecimento

O aquecedor utilizado é uma resistência elétrica do tipo cartucho de alta potência específica, com 6,35 mm de diâmetro e 55 mm de comprimento, fabricada sob encomenda pela empresa Wattcron. O cartucho possui filamento de níquel-cromo com isolamento de óxido de magnésio, e é revestido por uma camisa de aço inox 304, podendo suportar uma temperatura contínua de 700 °C medida por um termopar do tipo J interno, usado para o controle da temperatura do filamento. A potência máxima fornecida à resistência é de 100 W e o cartucho apresenta uma rosca de encaixe padrão 1/8 NPT com sextavado para aperto.

A Figura 3.2 mostra uma foto da resistência em cartucho ao lado do seu suporte (primeira peça da câmara do propulsor). Pode-se observar que o suporte possui um rebaixo para encaixe de um anel de vedação de alumínio.

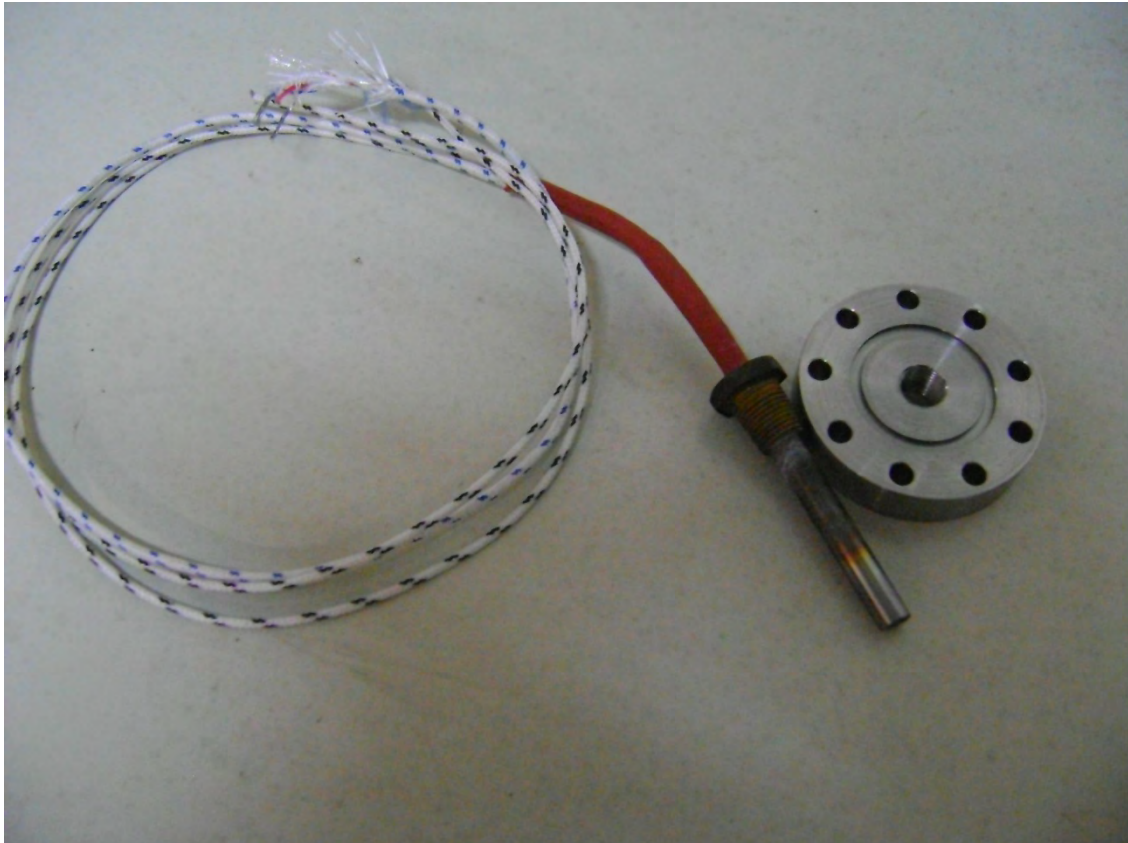


Figura 3.2- Resistência em cartucho e suporte da resistência.

Os esboços dos componentes do protótipo são apresentados no Apêndice A.

3.1.2. Sistema de Injeção

O injetor consiste de um tubo com 1,58 mm de diâmetro interno, perpendicular ao eixo do propulsor. A Figura 3.3 mostra o injetor com o sextavado para fixação do tubo de alimentação de propelente e o furo na seção de injeção.



Figura 3.3- Sistema de injeção.

3.1.3. Leito Catalítico

O leito catalítico tem seu comprimento variado pela colocação de até quatro anéis de 10 mm de comprimento, um anel de 8 mm e duas telas delimitadoras com 1 mm de espessura. Com estas peças é possível realizar testes com leitos de comprimentos variáveis de 1 a 4 cm. Os anéis do leito catalítico possuem 1,7 cm de diâmetro, disponibilizando um volume para o catalisador de 9,08 a 45,4 cm³.



Figura 3.4- Telas e anéis do leito catalítico.

As seções são colocadas no interior do corpo do propulsor sendo preenchidas com grãos do catalisador. Para decomposição do peróxido de hidrogênio, foi usado um catalisador contendo 36%, em massa de irídio suportado em alumina, produzido no laboratório químico do LCP que apresenta desempenho semelhante ao catalisador comercial US405 (SOARES NETO *et al.*, 2003).

A alumina usada como suporte do catalisador na forma de grãos com diâmetros entre 0,6 e 0,8 mm. A impregnação do catalisador foi feita a partir do ácido hexaclorídrico (H_2IrCl_6) como precursor metálico respeitando sucessivas impregnações. O catalisador apresenta ponto de fusão de 2.446 °C, apropriado para trabalhar com as reações exotérmicas de decomposição do peróxido (SOARES NETO *et al.*, 2005).

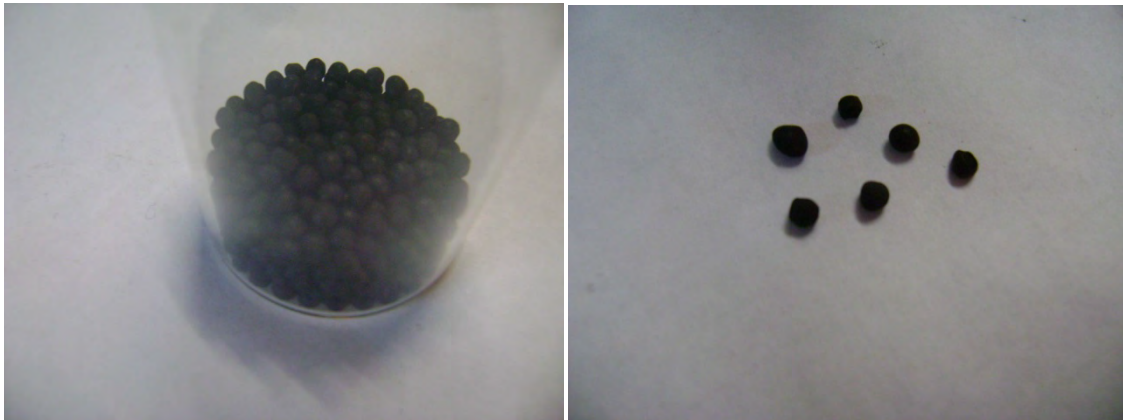


Figura 3.5- Grãos do catalisador Ir/Al₂O₃.

3.1.4. Tubeira

A Figura 3.6 mostra uma vista em corte da tubeira projetada e uma foto da tubeira usinada. A tubeira do propulsor possui garganta de 0,7 mm de diâmetro e área de saída de 3,24 mm². Pode-se ver na vista em corte o rebaixo para encaixe de um anel de vedação de alumínio.

O projeto do injetor consiste em um furo simples tangencial de 1,58mm de diâmetro.

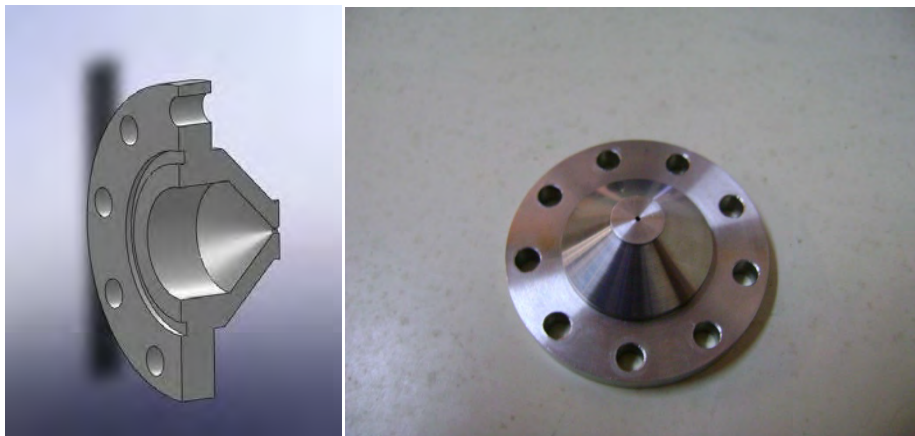


Figura 3.6- Vista computacional da tubeira e foto da tubeira.

3.1.5. Barreira Térmica

A Figura 3.7 mostra uma foto da barreira térmica usada para reduzir as perdas de calor para o suporte do propulsor e para a célula de carga usada na medida do empuxo, fixada na região posterior do propulsor.



Figura 3.7- Barreira térmica.

3.1.6. Montagem do Propulsor

A Figura 3.8 mostra o protótipo do propulsor montado, comparando-se sua dimensão com a de uma lapiseira. Pode-se notar a barreira térmica à esquerda, as três entradas para termopares embaixo, o tubo do sistema de medida de pressão em cima à direita e o injetor em cima à esquerda.

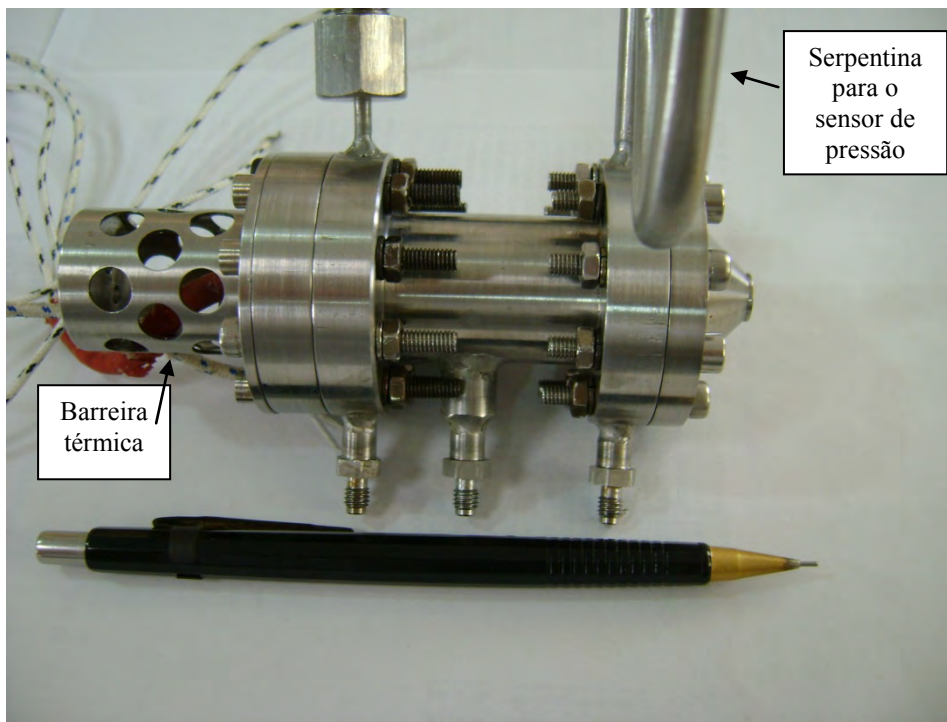


Figura 3.8- Propulsor montado.

3.2. Bancada de Testes

A bancada de testes é constituída de tanques de propelente e pressurizante, linhas de pressurização e alimentação do propelente, válvulas, sensores de pressão e temperatura, controlador-medidor de vazão, fonte elétrica, balança de empuxo e sistema de aquisição de dados.

As Figuras 3.9, 3.10 e 3.11 mostram fotos e um esquema da bancada de testes do propulsor, respectivamente.

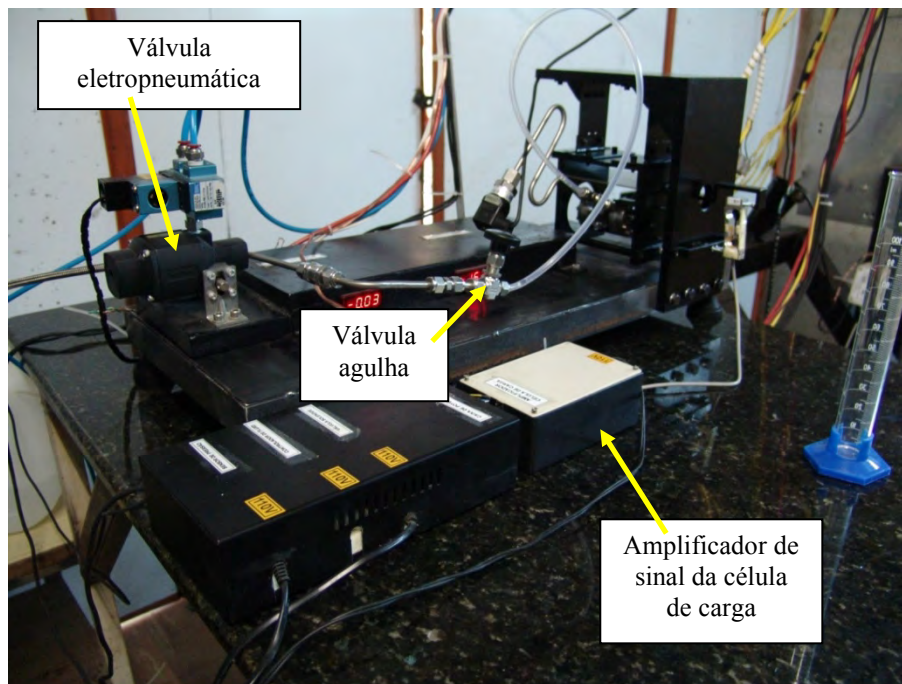


Figura 3.9- Foto da bancada de testes.

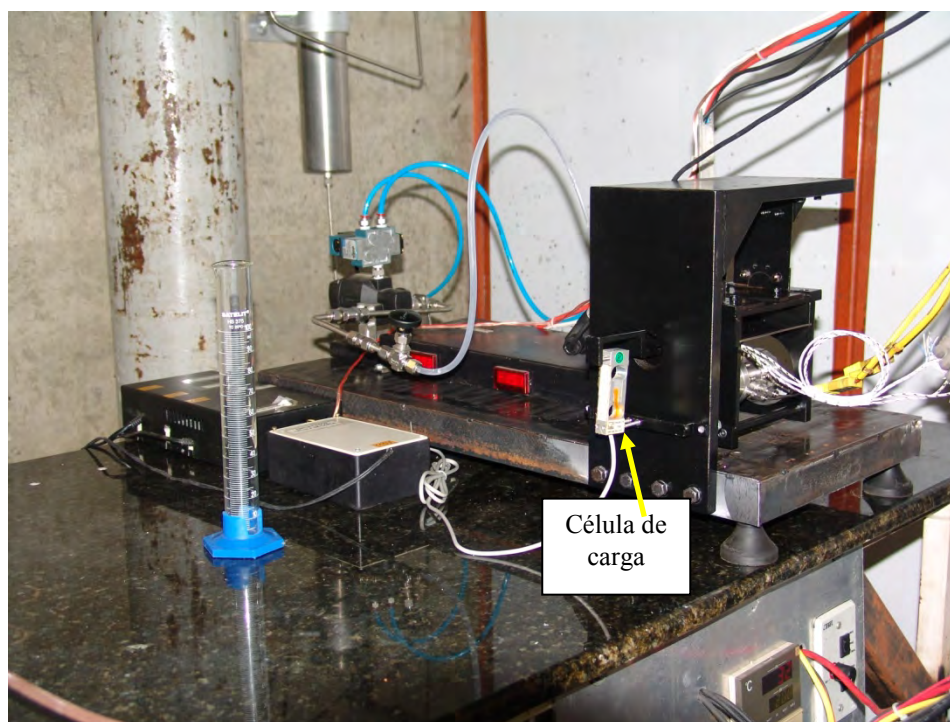


Figura 3.10- Vista lateral da bancada de testes.

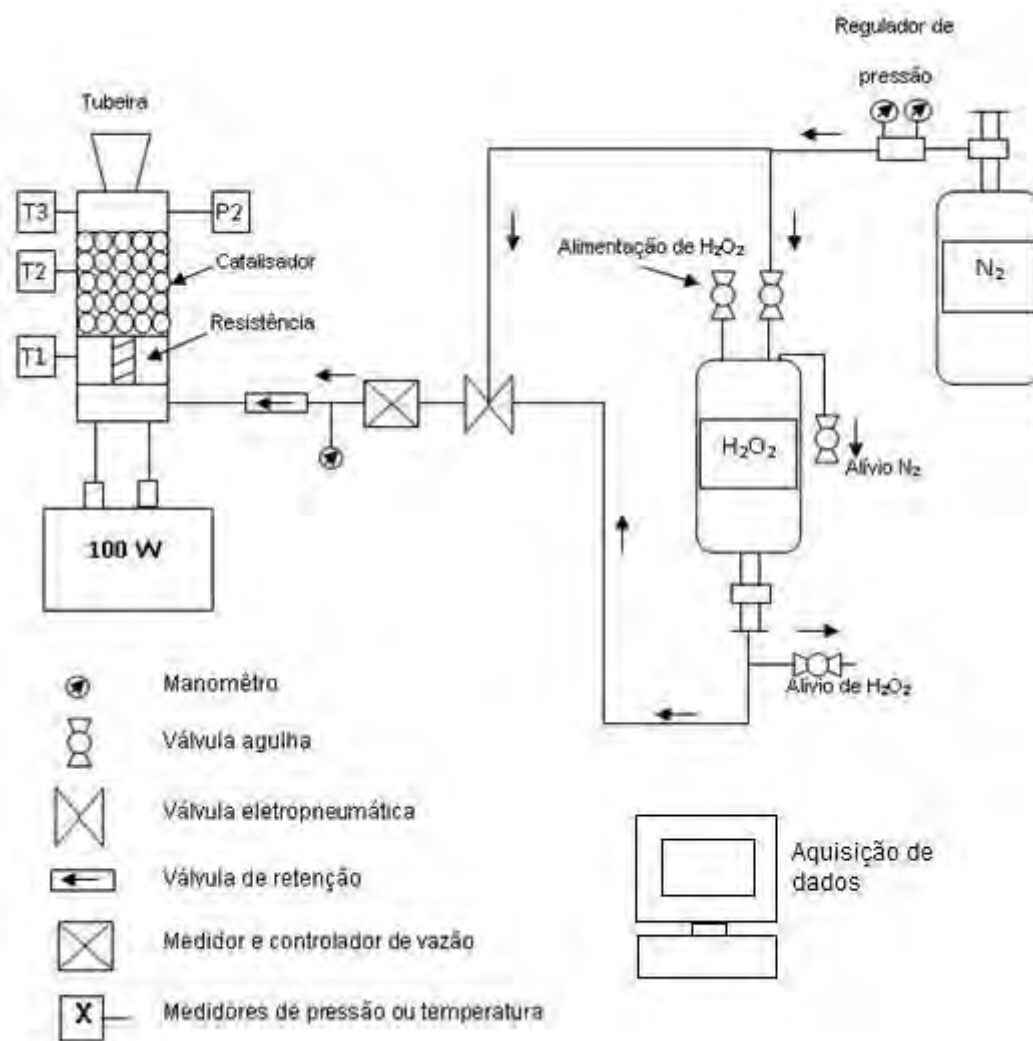


Figura 3.11- Esquema da bancada de testes .

3.2.1. Tanque de Propelente e Pressurizante

O tanque de peróxido de hidrogênio foi confeccionado em aço 316 na oficina mecânica do LCP/INPE (foi confeccionado em um projeto anterior) (Gouvêa, 2007), para armazenamento do peróxido de hidrogênio a uma pressão de 9 bar em condições de temperatura ambiente. A pressurização é feita por N₂, armazenado em um cilindro comercial, inicialmente a 200 bar.

A Figura 3.12 mostra os tanques de pressurizante e de propelente empregados.

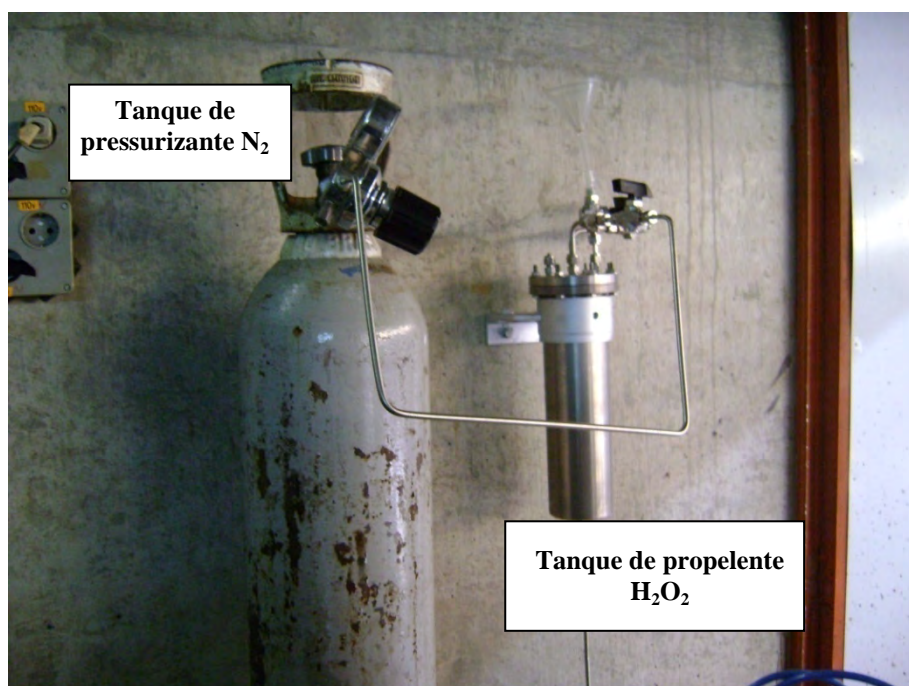


Figura 3.12- Tanques pressurizante e de propelente.

3.2.2. Linhas de Pressurização e Alimentação

Todo sistema de circulação do propelente e do gás pressurizante foi feito com tubos de aço inoxidável de ¼”.

A linha de pressurização do tanque de peróxido de hidrogênio contém um filtro modelo FTH-4T-10-S316, fornecido pela Hylok-Brasil. Este filtro é de aço inox, em forma de tê, trabalha com pressões de até 413 bar, temperatura de operação entre -23 a 200 °C, elementos filtrantes sintetizados substituíveis com tamanho nominal dos poros de 50 µm.

A válvula usada na linha após o filtro para operação manual foi a válvula on/off modelo SS-41GS2 série 40G da Swagelok, feita de aço inox. Permite pressão até 206 bar, temperatura de trabalho entre -53 a 148 °C.

Foi utilizada para controle e segurança remota do sistema de alimentação do propulsor uma válvula eletropneumática modelo SS-42GS4-Sc11-31CD série 40G da Swagelok fornecida pela Tecflux. A válvula é do tipo esfera em aço inox e 2 vias e com atuador pneumático normalmente fechado.

A válvula usada para evitar retorno de propelentes ou gases para a linha foi a válvula de retenção modelo CVH1-H4T-1-S316 fornecida pela Hylok-Brasil. Usinada em aço inox, possui extremidades anilhadas e pressão máxima de trabalho de até 413 bar.

3.2.3. Sensores de Pressão e Temperatura

Termopares do tipo “K” foram utilizados com as seguintes características: isolamento mineral, faixa de trabalho de -200 a 1200 °C, diâmetro de 1,5 mm, comprimento de 10 mm, buçim de 1/8” e conector mini-macho. Foram utilizados três termopares: um na câmara de pré-aquecimento, outro no leito catalítico e outro na saída da câmara termo-catalítica.

Foi utilizado apenas um transdutor de pressão na saída da câmara termo-catalítica. O transdutor de pressão piezoelectrico utilizado foi o modelo S-11, fornecido pela Wika, que trabalha na faixa de pressão de 0 a 10 bar, temperatura de -30 a 150 °C (para o transdutor suportar a temperatura ele foi inserido em uma serpentina), com anel de vedação em PTFE.

As Figuras 3.13 e 3.14 mostram alguns dos sensores utilizados na operação da bancada de testes de propulsores resistojetos, como transdutor de pressão, termopares, célula de carga e manômetro.

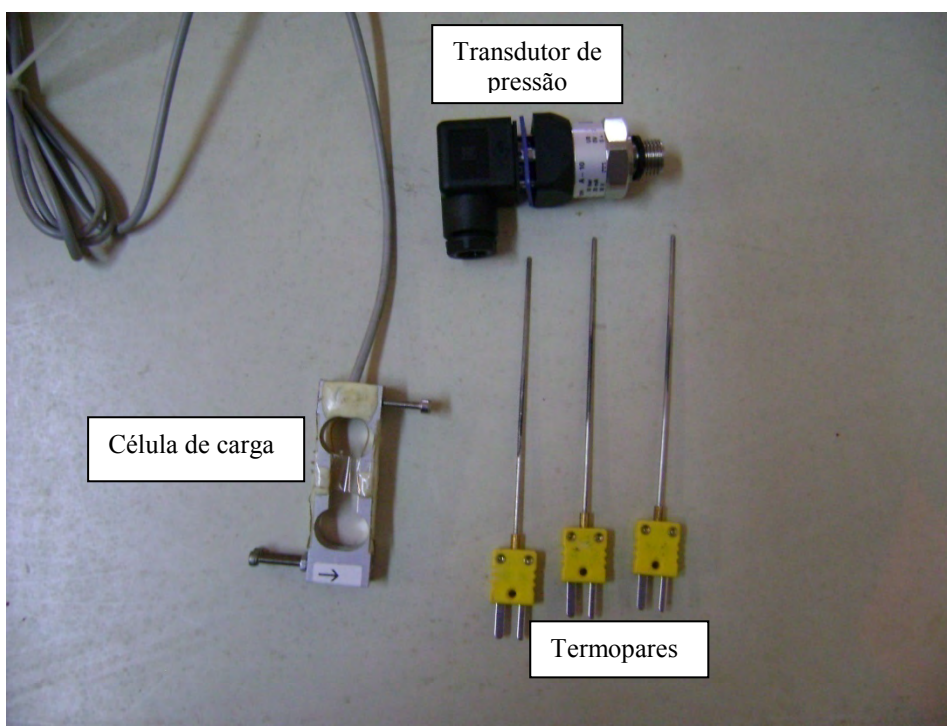


Figura 3.13- Sensores utilizados na bancada de testes.



Figura 3.14- Manômetro na bancada de testes.

3.2.4. Fonte de Potência

A Figura 3.15 mostra a fonte de potência elétrica Variac da AUJE (indústria eletro eletrônica LTDA - SP), tensão A.C – 0 – 150V e corrente A.C. – 0 – 20A, usada no sistema de aquecimento do propelente (cartucho aquecedor).



Figura 3.15- Fonte de potência para o aquecedor do propulsor.

3.2.5. Balança de Empuxo

A balança de empuxo é constituída de um suporte principal, suporte do propulsor, lâminas flexíveis e uma célula de carga. A Figura 3.16 mostra o propulsor montado na balança de empuxo.

Foi empregada uma célula de carga de 300 g, possibilitando medir empuxos de até 3 N. O deslocamento do propulsor produz uma compressão na célula de carga, fornecendo um sinal de tensão ao sistema de aquisição. Como o sinal é baixo, foi usado um amplificador (construído no LCP) para permitir a leitura do sinal pelo sistema de aquisição de dados.

As lâminas flexíveis da balança possuem dimensões de 0,3 mm de espessura, 80 mm de comprimento e 60 mm de largura.

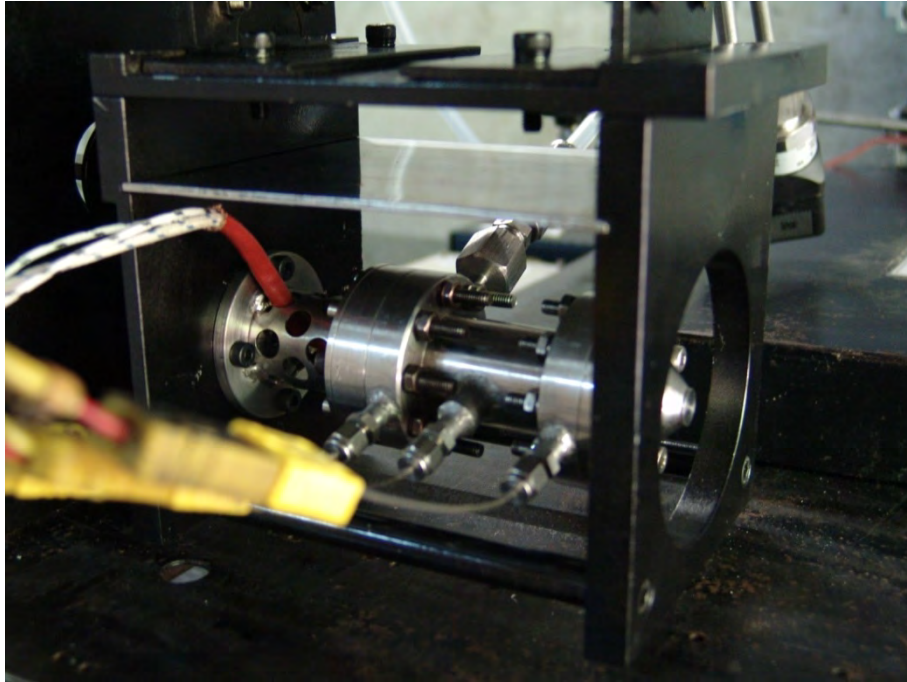


Figura 3.16- Propulsor montado na balança de empuxo.

3.2.6. Sistema de Aquisição de Dados

Foi utilizado um sistema de aquisição de dados, marca National Instruments, com a configuração: SCXI 1320 - para entradas analógicas, diferenciais, PFI's e digitais; SCXI 1102 – Para entradas de termopares de todos os modelos; SCI 1303 – Saídas digitais (somente em uma das aquisições); SCXI 1000 – Chassis que recebe as borneiras descritas acima; PCI – MIO – 16E - Placa de aquisição que se encontra dentro do gabinete do computador.

Este sistema possui as seguintes configurações: 32 canais, 16 canais de entradas analógicas, 10 canais de entradas diferenciais e 6 canais de saídas digitais.

Eles podem ser utilizados para medir e controlar a temperatura, pressão, válvulas, etc. A figura 3.17 apresenta o sistema de aquisição de dados.



Figura 3.17- Sistema de aquisição de dados.

Os sinais dos transdutores de pressão, termopares e da célula de carga são coletados através do software de aquisição de dados LabView, que é configurado para o teste do propulsor. O mesmo controla a abertura e o fechamento das válvulas do sistema propulsivo. Uma válvula solenóide dá início aos testes através de sua abertura. Esta válvula é controlada remotamente permitindo abortar o teste a qualquer instante através da interface gráfica do LabView.

A Figura 3.18 mostra a interface gráfica do LabView usada para acompanhamento e controle dos testes do propulsor, que recebe dados a uma taxa de 9 valores por segundo.



Figura 3.18- Interface gráfica em LabView para teste do propulsor.

3.3. Procedimento de Teste

Antes de iniciar os testes foram realizados alguns procedimentos de segurança, tais como verificar se os tanques estavam devidamente vedados, se o propulsor estava fixado à bancada corretamente, condição da válvula solenóide (pressurização), a situação dos dutos onde o peróxido de hidrogênio irá percorrer até chegar ao propulsor.

Em seguida o sistema de aquisição de dados é acionado, verificando a leitura dos termopares, manômetros e célula de carga.

Após a checagem destes equipamentos inicia-se o processo de aquecimento da resistência elétrica até atingir a temperatura de 200°C (temperatura de segurança), quando alcançada está temperatura, a válvula solenóide é acionada liberando a passagem do propelente, dando início aos testes.

Os testes foram realizados com tempos entre 10 e 20 segundos, ao final deste intervalo, a válvula solenóide e a resistência elétrica eram desligadas, assim como o sistema de aquisição finalizando a aquisição de dados dos equipamentos.

3.4. Resultados Experimentais

Foram realizados testes com peróxido de hidrogênio concentrado a 75% em massa a partir do peróxido comercial a 60 % adquirido da empresa Peróxidos do Brasil.

Testes de decomposição da solução de peróxido foram realizados antes dos ensaios com o protótipo e neles foi possível notar que a reação apresenta um tempo de indução longo, de aproximadamente 3 s, devido à concentração relativamente baixa do propelente. No entanto, observou-se que, passados alguns segundos, a reação tornava-se mais rápida.

A Figura 3.19 mostra a foto de um teste do propulsor.

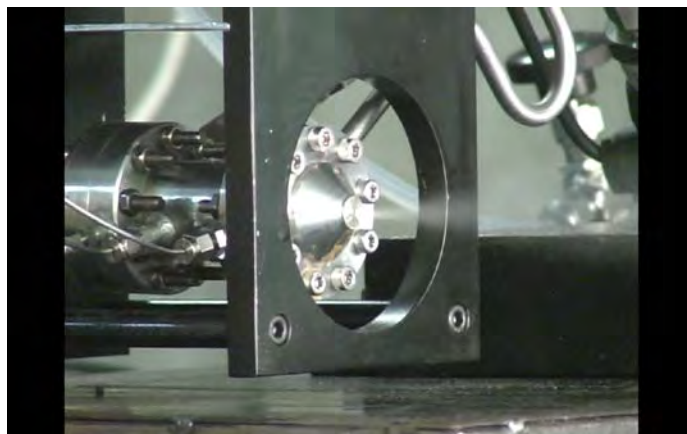


Figura 3.19- Teste do propulsor.

A Figura 3.20 mostra a curva de pressão na saída da câmara termo-catalítica durante um teste contínuo do propulsor com potência de aquecimento de 100

W. Observa-se também uma linha de tendência sobre a curva de pressão, baseada em uma média móvel de 30 pontos.

Há um aumento da pressão por volta dos 25 s, momento em que a válvula solenóide é aberta para escoamento do propelente, estabilizando-se a pressão após os 60 s. Verifica-se que o tempo de subida foi de cerca de 30 s para depois se alcançar uma pressão média em torno de 3,7 bar.

A Figura 3.21 apresenta a evolução de temperaturas na seção de injeção do propulsor, no leito catalítico, na pós-câmara e no interior da resistência elétrica.

Vale ressaltar que as temperaturas não iniciam em 25°C, pois os termopares sofrem influência da resistência elétrica.

Observa-se na Fig. 3.21 que a resistência elétrica alcança temperatura inferior à temperatura máxima de operação da resistência, 700 °C. A temperatura na saída do leito catalítico alcança 400 °C, após o processo de aquecimento e decomposição do propelente. A temperatura de entrada (seção de injeção) é a menor de todas, devido ao resfriamento causado pelo propelente injetado. A temperatura no leito catalítico também não é alta porque somente parte do propelente está decomposta na posição em que o termopar é colocada.

A Figura 3.22 apresenta o empuxo do propulsor, medido através da célula de carga da balança de empuxo, junto com uma curva de médias móveis de 30 pontos, representando empuxos médios. O empuxo medido possui oscilações devidas à vibração do conjunto da balança (sistema massa-mola), ao processo turbulento de decomposição catalítica e aos ruídos do sinal da célula de carga.

A Figura 3.23 apresenta o impulso específico, que é calculado a partir do empuxo gerado.

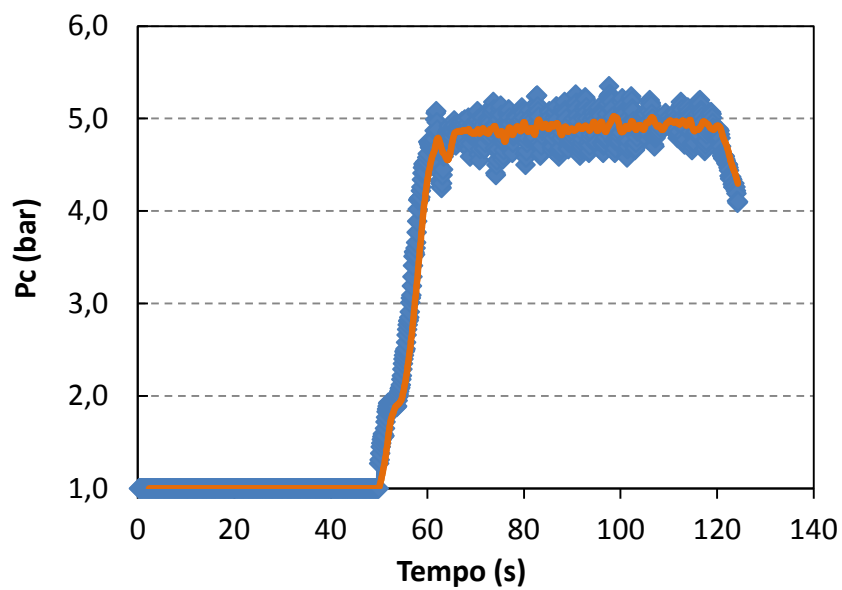


Figura 3.20- Pressão na câmara termo-catalítica.

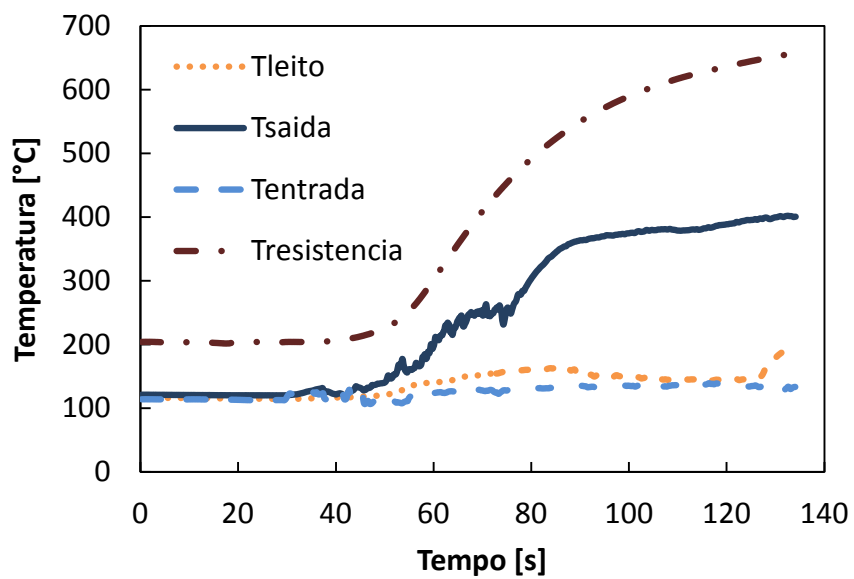


Figura 3.21- Evolução das temperaturas no protótipo.

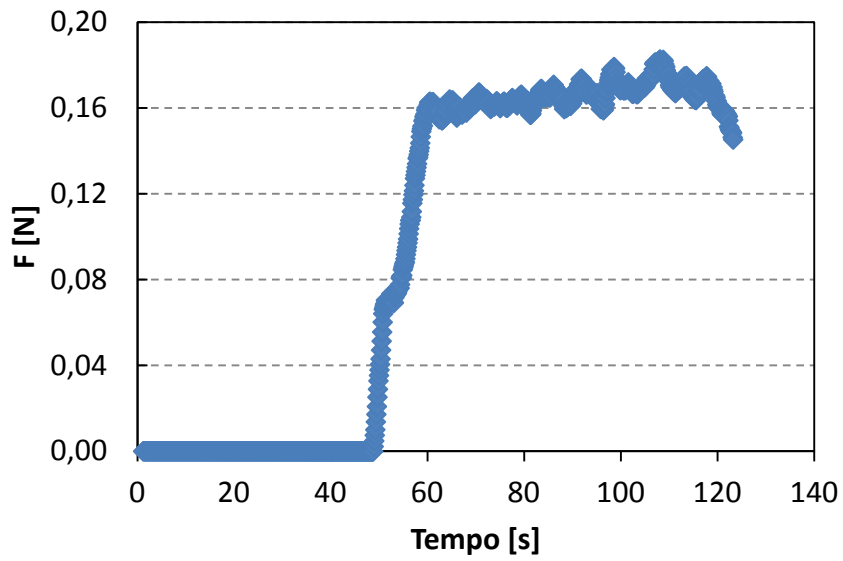


Figura 3.22- Curva de empuxo.

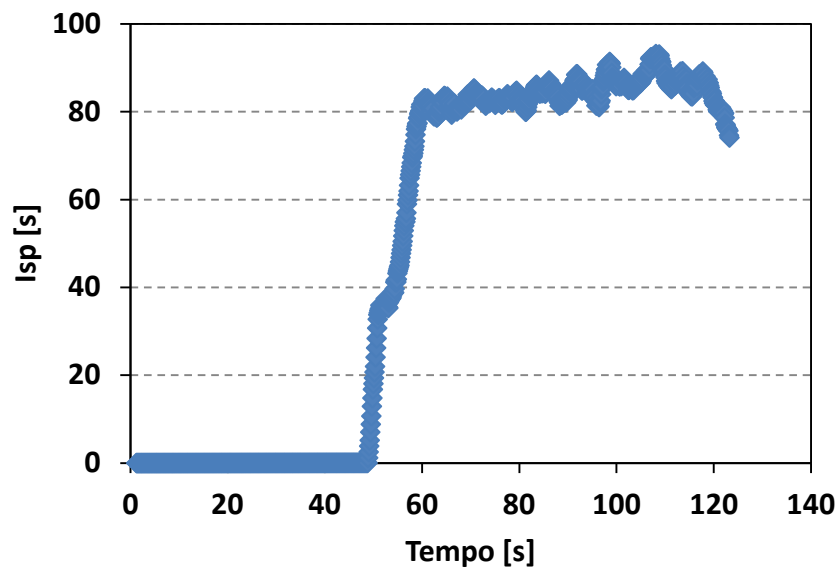


Figura 3.23- Curva do impulso específico.

Os valores médios alcançados foram, aproximadamente: pressão na saída do leito catalítico de 4,9 bar; temperatura de saída do leito de 400 °C ; empuxo de 0,17 N e impulso específico de 85 s.

Os valores teóricos obtidos nas Figuras 2.3 a 2.5 para 500 J/g (100 W para vazão de 0,2 g/s) são aproximadamente $T_c = 1127$ °C, $I_{sp} = 135$ s, $F = 0,26$ N, indicando que as perdas de calor no propulsor são elevadas e que o catalisador usado não apresentou desempenho satisfatório, provavelmente devido à sua desativação pelos produtos da decomposição.

4 CONCLUSÕES E SUGESTÕES

A pesquisa realizada permitiu uma investigação teórico-experimental de um propulsor eletrotérmico catalítico utilizando peróxido de hidrogênio como propelente.

Os resultados teóricos permitiram estimar os parâmetros de desempenho e a concepção preliminar do protótipo resistojato catalítico. Foram desenvolvidos dois modelos teóricos simplificados para descrever o processo de aquecimento e de decomposição do propelente. O primeiro modelo considera o peróxido de hidrogênio totalmente dissociado no leito termo-catalítico, fornecendo apenas H_2O e O_2 como produtos na saída do propulsor. O segundo modelo foi baseado no programa NASA CEA 2004, considerando a decomposição total do propelente no leito termo-catalítico, admitindo-se produtos em equilíbrio químico e escoamento congelado na tubeira.

A partir desses modelos foram analisados os parâmetros de performance do protótipo e estudados os efeitos da adição de energia, da vazão mássica e da concentração do propelente sobre a temperatura final de aquecimento, o empuxo, impulso específico e eficiências do propulsor. Verificou-se que para uma potência de 100 W, pressão na câmara de 5 bar, vazão de 0,2 g/s, tubeira com 0,7 mm de diâmetro na garganta, obtém-se um impulso específico teórico em torno de 135 s, para um empuxo teórico aproximado de 0,26 N.

Foi apresentado o projeto da bancada de testes do propulsor e do propulsor eletrotérmico-catalítico feitos com ajuda de um software de desenho mecânico. O propulsor é constituído de uma câmara de aquecimento com injetor tangencial, câmara termo-catalítica, elemento aquecedor, catalisador de Ir/Al_2O_3 , pós-câmara e tubeira. A bancada de testes utilizada é constituída de um sistema de medida de empuxo, suportes, mesa, tanque de oxidante, tanque de pressurizante, medidores de pressão, sensores de temperatura, válvulas de

controle pneumático, válvulas solenóides, válvula de retenção, válvula de abertura e fechamento, controlador de temperatura, reguladores de pressão e filtro.

O empuxo medido experimentalmente foi de cerca de 0,17 N para 4,9 bar de pressão na câmara, com uma potência fornecida de 100 W, o que equivale a 65 % do valor do empuxo teórico.

A baixa eficiência pode ter sido causada por diferentes fatores: decomposição incompleta do propelente devido à desativação do catalisador pelos estabilizantes e pela adsorção de água, perdas de calor para o ambiente e perdas na tubeira.

Sugestões para trabalhos futuros incluem usar novos catalisadores, eliminar os estabilizantes do peróxido, reduzir as perdas de calor, aumentar o nível de concentração do peróxido, aprimorar a modelagem teórica e melhorar o projeto da balança de empuxo.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ALBUQUERQUE JUNIOR, J. **Desenvolvimento de um propulsor eletrotérmico catalítico para satélites usando óxido nítrico como propelente**, 2009. 168 p. (INPE-15749-TDI/1494). Dissertação (Mestrado em Propulsão e Combustão) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2009.

ALVES, L. **Cinética química**. Disponível em: <<http://www.brasilescola.com/quimica/cinetica-quimica.htm>> Acesso em 20 de janeiro de 2011.

AN, S., KWON, S. Catalyst bed sizing of 50 Newton hydrogen peroxide monopropellant thruster. In: JOINT PROPULSION CONFERENCE & EXHIBIT, 44., 2008. Hartford, CT, **Proceedings...** AIAA, 2008. 2008-5109 AIAA/ASME/SAE/ASEE.

BERNIER, M. **An experimental investigation of heat transfer to hydrogen peroxide in microtubes**. Master's thesis, Department of Mechanical Engineering, Massachusetts institute of technology, June 2004.

BLANK, R. A.; POURPOINT, T. L.; MEYER, S. E. Experimental study of flow processes and performance of a high pressure hydrogen peroxide catalyst bed. In: AIAA/ASME/SAE/ASEE JOINT PROPULSION CONFERENCE & EXHIBIT, 43., 2007, CINCINNATI, OH. **Proceedings...** Cincinnati, 2007.

CERVONE, A.; TORRE, L.; D'AGOSTINO, L.; MUSKER, A. J.; ROBERTS, G. T.; BRAMANTI, C.; SACCOCCIA, G. Development of Hydrogen Peroxide Monopropellant Rockets. In: AMERICAN INSTITUTE OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS JOINT PROPULSION CONFERENCE, 42., 2006, Sacramento, USA. **Proceedings...** Sacramento, 2006.

Chemical Equilibrium with Applications (CEA). Cleveland, OH: Glenn Research Center-NASA <<http://www.grc.nasa.gov/WWW/CEAWeb/ceaguiDownloadwin.htm>> Acesso em: 20 de may 2007.

DAVID, R.; LIDE, E. **CRC handbook of chemistry and physics**. 89. ed. Boca Raton, FL: CRC Press/Taylor and Francis, 2009. (Internet Version 2009).

DAVIS, D. D.; HORNUNG, S. D.; BAKER, D. L. Hydrogen peroxide decomposition. In: International conference on green propellants for space propulsion, 2001, Noordwijk, **Proceedings...** Noordwijk: ESTEC, 2001. p. 15 – 20, 2001. Section 11.

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.

GIACOBONE, A. **Low thrust propulsion system research**. (MSc thesis), Delft University of Technology, 2003.

GIGUÈRE, P.A.; LIU, I. D. Kinetics of the thermal decomposition of hydrogen peroxide vapor. **Canadian Journal of Chemistry**, v. 35, n. 4, 1957.

GOLLOR, M.; WIENBERG, S.; BOOS, M., CRUZ, F.; GALANTINI, P.; BOURGUIGNON, E. Electric propulsion electronics activities in Europe. In: AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 44., 2008, Hartford. **Proceedings...** Hartford, CT, 2008.

GOUVÊA, L. H. **Análise de desempenho de um motor híbrido utilizando parafina e peróxido e hidrogênio como propelentes**. 2007. 169 p. (INPE-15389-TDI/1406). Dissertação (Mestrado em Propulsão e Combustão) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2007.

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. p. 365-370.

JAHN, R. G. **Physics of electric propulsion**. 1. ed. New York: McGraw-Hill, 1968.

JAHN, R. G.; CHOUEIRI, E. Y. **Electric propulsion, encyclopedia of physical science and technology**. 3.ed. v. 5. Princeton: University, Academic Press, 2002.

JOFRE, J. B. F. **Catalisadores de Ir-Ru/Al₂O₃ e Ru/Al₂O₃ aplicados a sistemas propulsivos**. 2008. 98 p. Dissertação (Mestrado em Engenharia Química) - Escola de Engenharia de Lorena da Universidade de São Paulo, Área de Concentração: Processos Catalíticos e Biocatalíticos.

KAUFMAN, H. R.; ROMINSON, R.R. Electric thruster performance for orbit raising and maneuvering. **Journal of Spacecraft and Rockets**, v. 21, n. 2, p.180-186, 1984.

KUAN, C-K.; CHEN, G-B.; CHAO, Y-C. Development and ground tests of a 100-milnewton hydrogen. **Journal of Propulsion and Power**, v. 23, n. 6, 2007.

KHALIL, R. M. Kinetics of decomposition of hydrogen peroxide over different electrodeposited nickel powder catalysts, J.K.A.U. **Science**, v. 2, p. 91 – 100, 1990.

KUO K.K. **Principles of combustions**. 2. ed.. New York: John Wiley & Sons, 2005.

KRISHNAN, S.; CHOONG-WON, L. Development of a 100-N hydrogen peroxide rocket engine. In: REGIONAL CONFERENCE ON VEHICLE ENGINEERING & TECHNOLOGY, 2., 2008, Kuala Lumpur. **Proceedings...** Kuala Lumpur, 2008.

LAWRENCE, T. J. The european office of aerospace research and development's small satellite propulsion system research program. In: SPACE TECHNOLOGY AND MANAGEMENT PANEL NATO SET SYMPOSIUM, 2000, Samos, Greece. **Proceedings...** Samos, 2000.

MARTORANO, S. A. A. **As concepções de ciência dos livros didáticos de Química, dirigidos ao Ensino Médio, no tratamento da cinética química no período de 1929 à 2004**. São Paulo, 2007. Dissertação (Mestrado) – Universidade de São Paulo, Instituto de Química.

MATTOS, I. L.; SHIRAIISHI, K. A.; BRAZ, A. D.; FERNANDES, J. R. Peróxido de hidrogênio: importância e determinação, **Química nova**, v. 26, n. 3, p. 373 – 380, 2003.

MUSKER, A. J. Progress in the development of a small-scale rocket engine using homogeneous catalysis of hydrogen peroxide. In: INTERNATIONAL CONFERENCE ON GREEN PROPELLANTS FOR SPACE PROPULSION, 2001, Noordwijk. **Proceedings...** Noordwijk: European Space Agency, p. 15 – 23, 2001. Section 1.

NETO SOARES, T. G.; GOBBO-FERREIRA, J.; COBO, A. J. G.; CRUZ G. M. Ir-Ru/Al₂O₃ catalysts used in satellite propulsion, **Brazilian Journal of chemical Engineering**, v. 20, n. 03, p.213- 282, July- Sept. 2003.

NIMMERFORH, N.; WALZER, E.; BROSSMER, C. Propulse hydrogen peroxide: manufacture, quality, safety, transportation, and handling. In: INTERNATIONAL CONFERENCE ON GREEN PROPELLANTS FOR SPACE PROPULSION, 2001. **Proceedings...** Noordwijk: European Space Agency, 2001. p. 2 – 10. Section 2.

PASINI, A.; TORRE, L.; ROMEO, L.; CERVONE, A.; D'AGOSTINO, L.; MUSKER, A. J.; SACCOCCIA, G. Experimental characterization of a 5 N hydrogen peroxide monopropellant thruster prototype. In: JOINT PROPULSION

CONFERENCE & EXHIBIT, 43., 2007, Cincinnati. **Proceedings...** Cincinnati: AIAA, 2007. 2007-5465 AIAA/ASME/SAE/ASEE.

PROTZ, C. S. **System analysis of a microfabricated storable bipropellant rocket engine.** Master's thesis, Department of aeronautics and astronautics, Massachusetts institute of technology, Jan 2000.

RUNCKEL, J. F.; WILLIS, C. M.; SALTERS JR, L. B. **Investigation of catalyst beds for 98 percent concentration hydrogen peroxide.** Washington: NASA, 1963. (Technical Note D-1808).

RYCEK, K.; ZANDBERGEN, B. Initial Design of a 1N multipropellant resistojet. In: DUR-1 EUCASS CONFERENCE, 1., 2005, Moscow, Russia. **Proceedings...** Moscow: AIAA, 2005.

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

SOARES NETO, T.G; COBO, A. J. G.; CRUZ, G. M. Evolution of morphologic properties on the preparation of Ir/Al₂O₃ catalysts with high metallic contents. **Applied Surface Science**, Noruega, v. 240, p. 355 – 365, 2005.

SOVEY, J. S.; HARDY, T. L.; ENGLEHART, M. **A bibliography of electrothermal thruster technology.** Washington, DC: NASA, 1986. 45p. (NASA TM-86998).

STOKES, P. R. Hydrogen peroxide for power and propulsion. **Read at the Science Museum**, London, 1998.

SU-LIM, L.; CHOONG-WON, L. Performance characteristic of silver catalyst bed for hydrogen peroxide. **Aerospace Science and Technology**, v. 13, p. 12 – 17, 2009.

SUTTON, G. P. **Rocket propulsion elements.** 6.ed. New York: John Wiley and Sons, 1992. 573p.

_____. **Rocket propulsion elements.** 7.ed. New York: John Wiley and Sons, 2001.

TURNER, M. J. L. **Rocket and spacecraft propulsion, principles, practice and new developments.** 3. ed. Chichester-UK: Springer-Praxis, 2009.

TIAN, H.; ZHANG, T.; SUN, S.; LIANG, D.; LIN, L., Performance and deactivation of Ir/gama-Al₂O₃ catalyst in the hydrogen peroxide monopropellant thruster. **Applied Catalysis A: General** 210, p. 55 – 62, 2001.

TWARDY, H. Thermal hydrazine decomposition; investigation on a promising technique for future satellite propulsion. In: CONFERENCE ON ATTITUDE AND ORBIT CONTROL SYSTEMS, 1977, Noordwijk.

Proceedings...Noordwijk: ESA, 1977. p.479-487.

VENTURA, M.C.; DURANT, D. Field Handling of Hydrogen peroxide. In: JOINT PROPULSION CONFERENCE AND EXHIBIT, 40., 2004, Fort Lauderdale.

Proceedings... Florida, 2004. (AIAA 2004 – 4146, AIAA/ASME/SAE/ASEE).

VENTURA, M. C. Long term storability of hydrogen peroxide. In: JOINT PROPULSION CONFERENCE & EXHIBIT, 41., 2005, Tucson. **Proceedings...**

Tucson, AZ, 2005. (AIAA 2005 – 4551, AIAA/ASME/SAE/ASEE).

VENTURA, M.; WERNIMONT, E.; HEISTER, S.; YUAN, S. Rocket grade hydrogen peroxide (RGHP) for use in propulsion and power devices – historical discussion of hazards. Joint Propulsion Conference & Exhibit, 43., 2007, Cincinnati.

Proceedings... Cincinnati: AIAA. (AIAA 2007-5468. AIAA/ASME/SAE/ASEE).

VENTURA, M. C. Long term storability of hydrogen peroxide. In JOINT PROPULSION CONFERENCE & EXHIBIT, 41., 2005, Tucson. **Proceedings...**

Tucson: AIAA, 2005. (AIAA 2005 – 4551, AIAA/ASME/SAE/ASEE).

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 hydrogen peroxide. 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

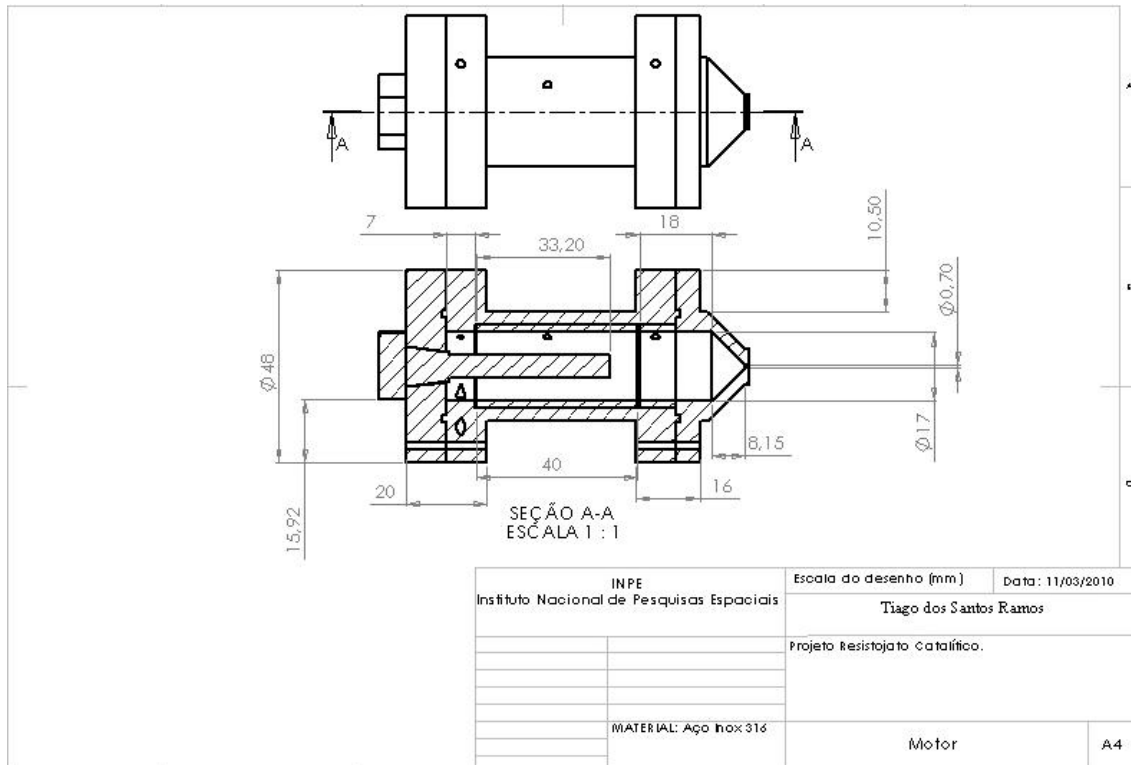


Figura A.1- Diagrama do motor.

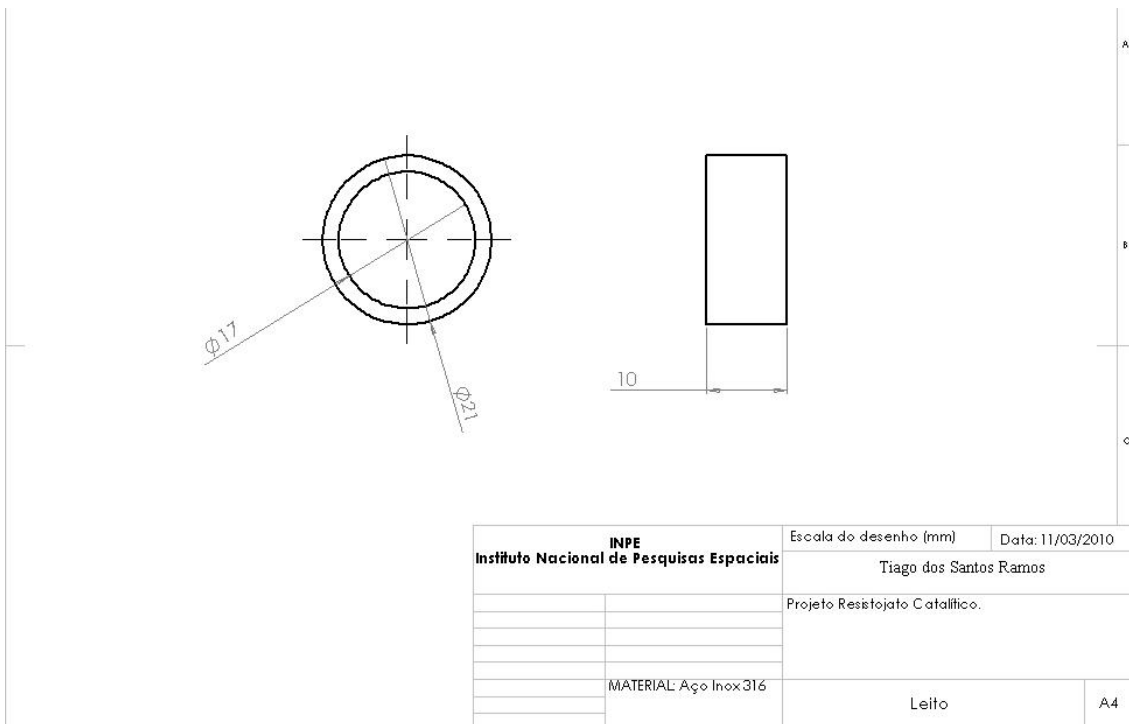


Figura A.2- Diagrama do leito catalítico.

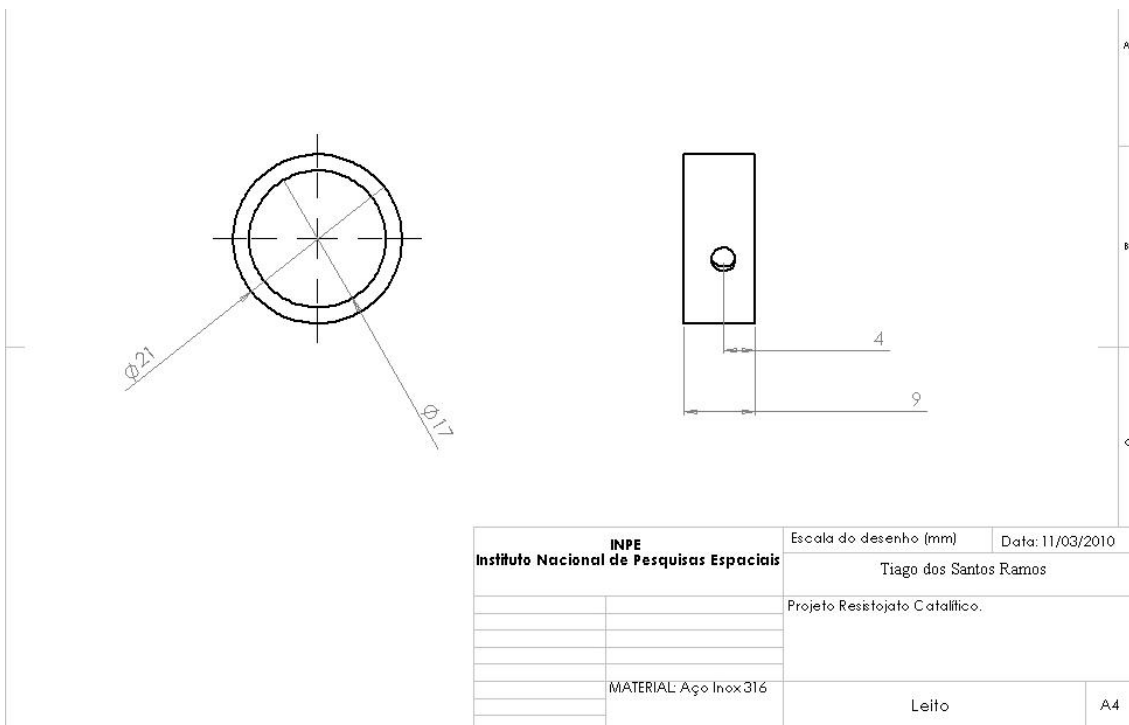


Figura A.3- Diagrama do leito catalítico.

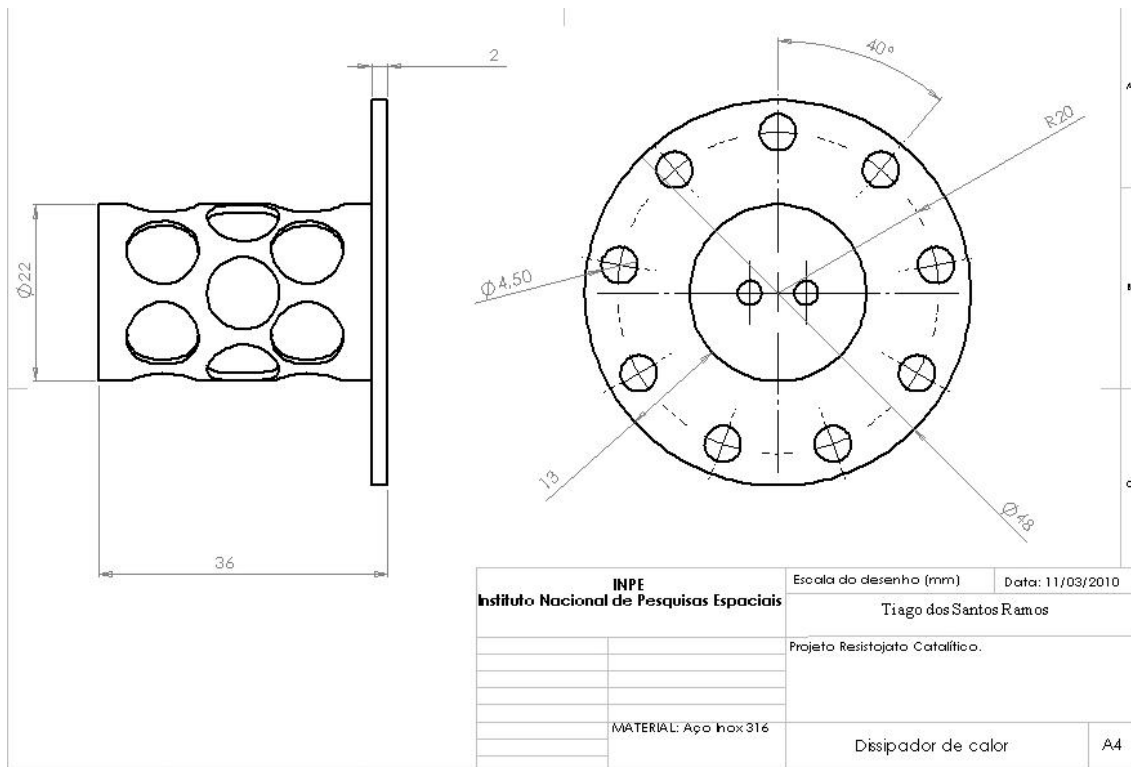


Figura A.4- Diagrama do dissipador de calor.

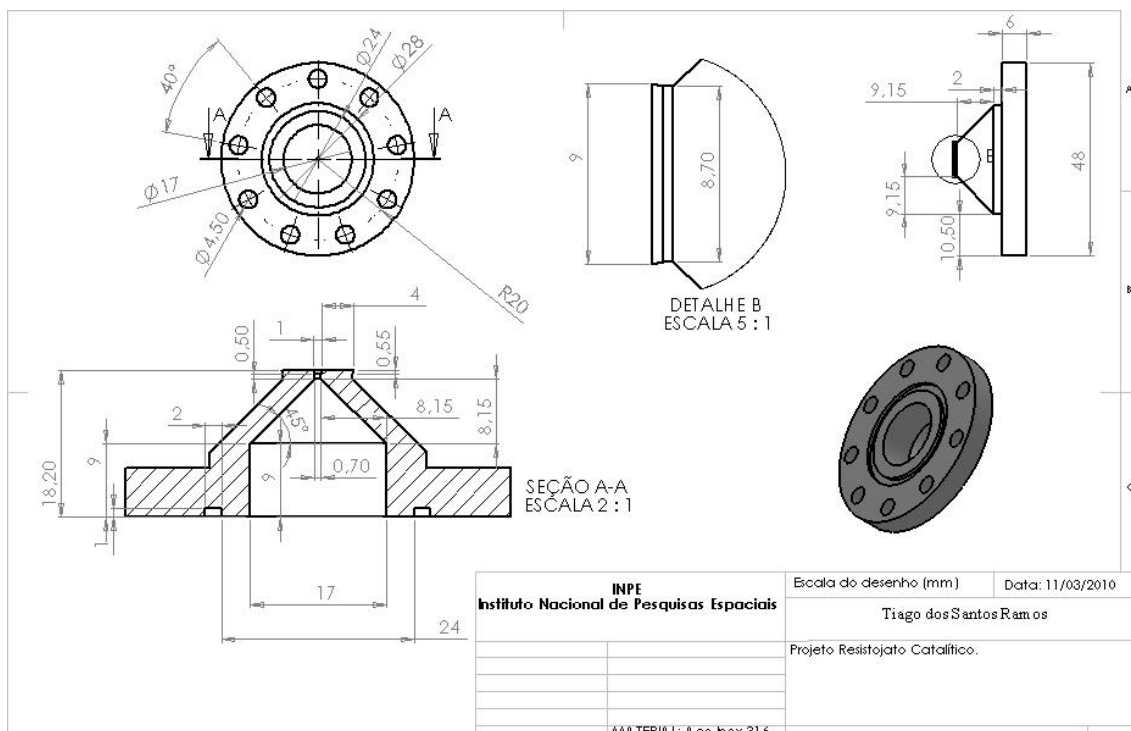


Figura A.5- Diagrama da tubeira.

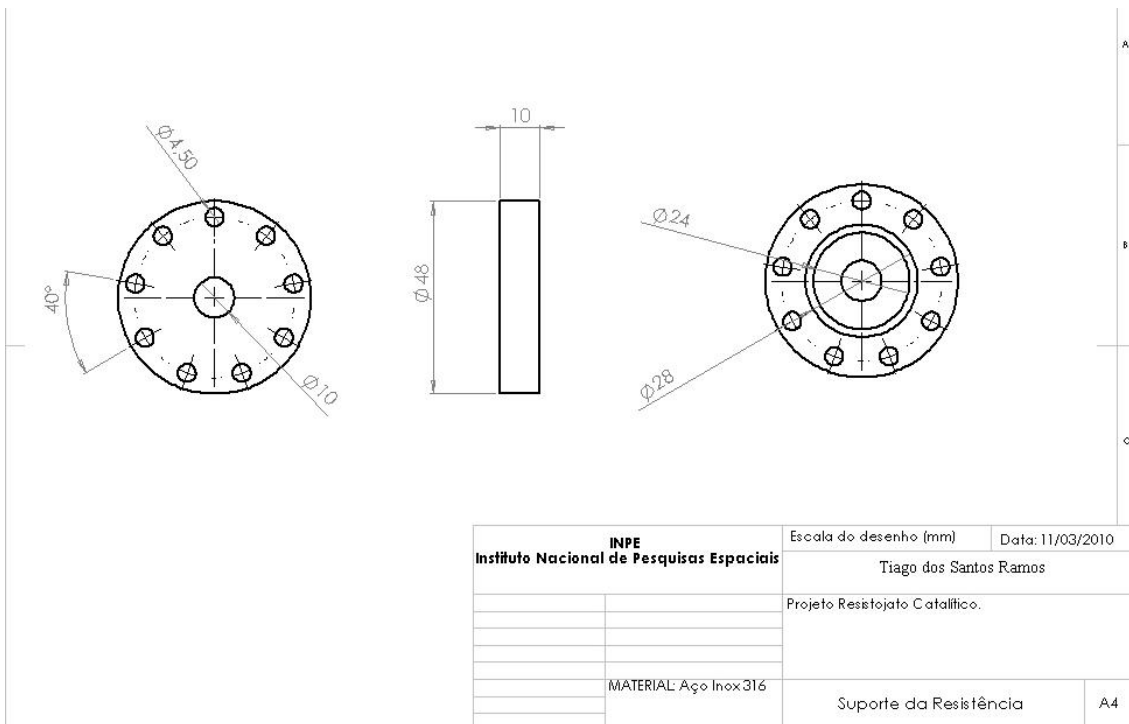


Figura A.6- Diagrama do suporte da resistência elétrica.

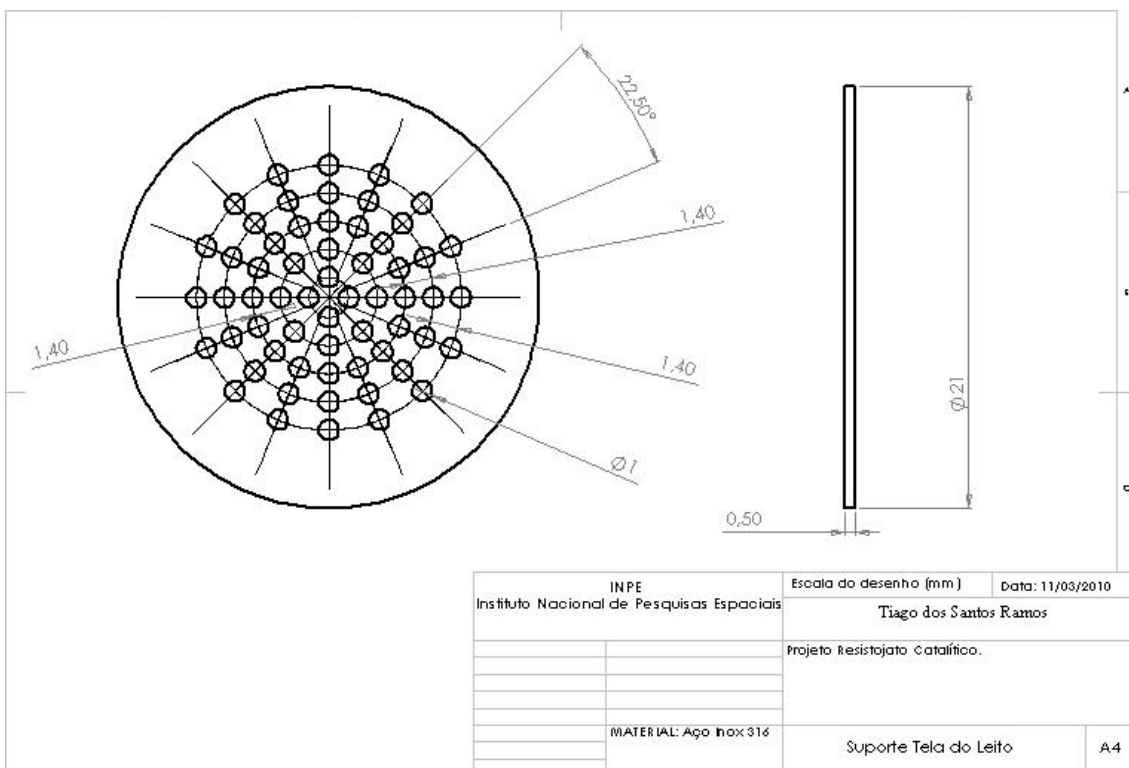


Figura A.7- Diagrama da tela do leito catalítico.

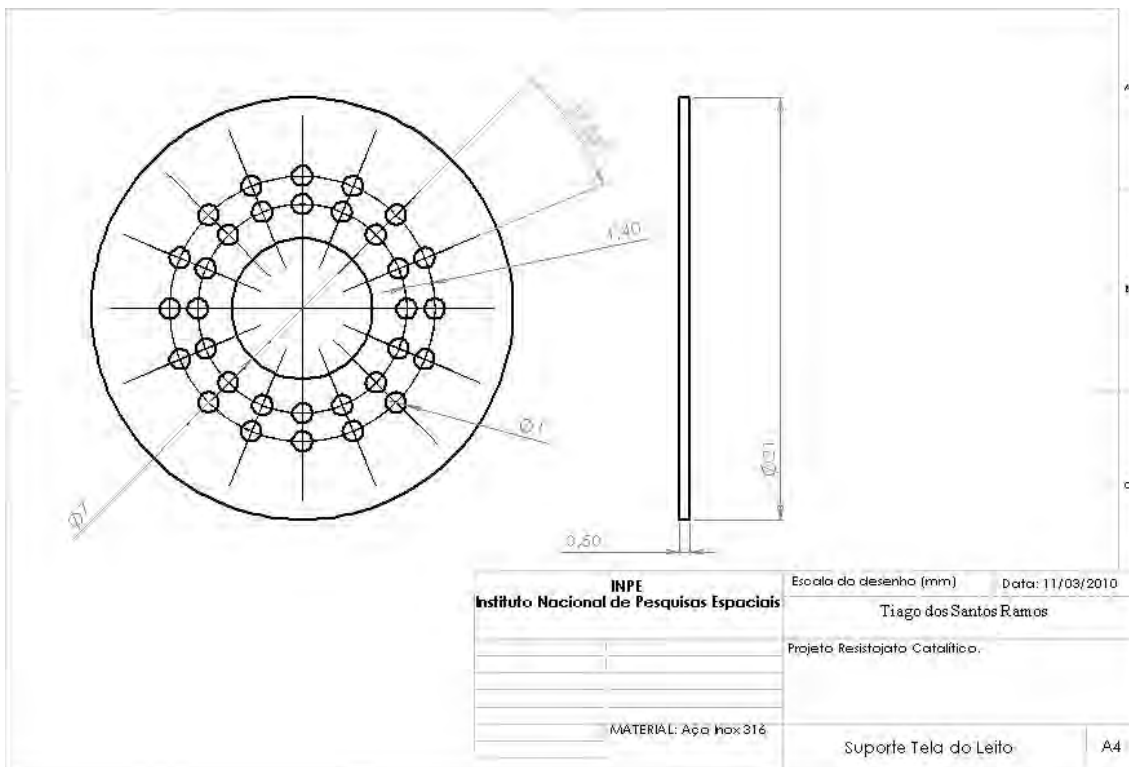


Figura A.8- Diagrama da tela do leito catalítico para passar a resistência elétrica.

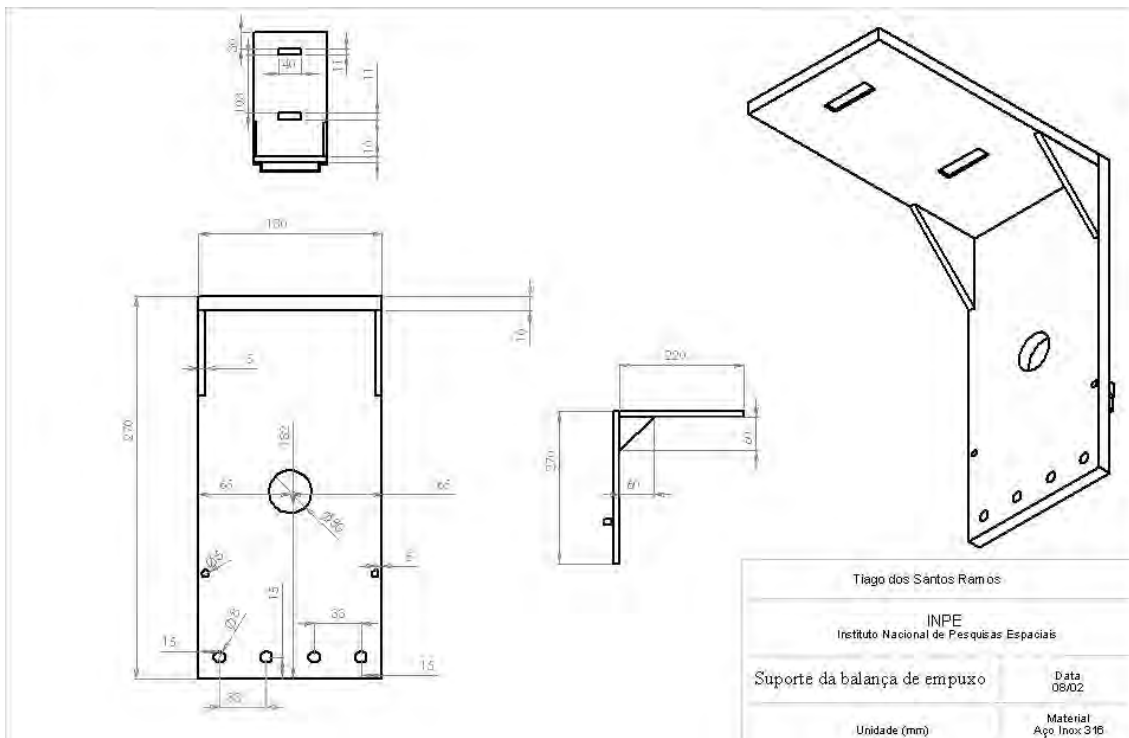


Figura A.9- Diagrama do suporte da balança de empuzo.

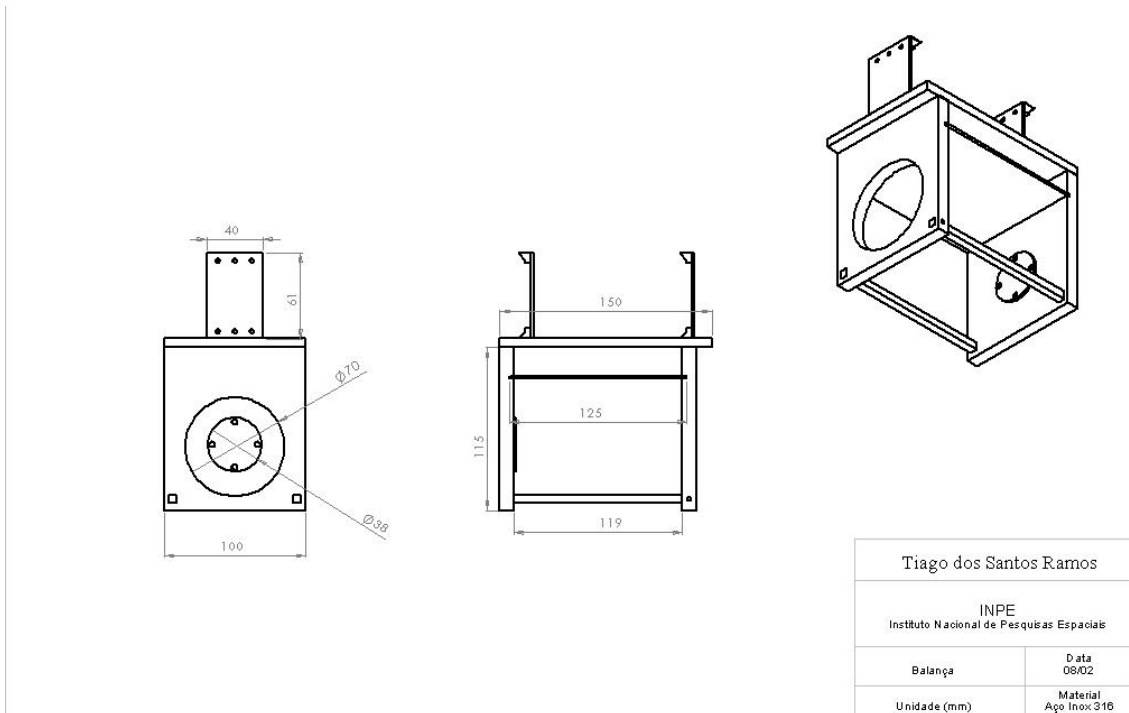


Figura A.10- Diagrama da balança de empuxo.

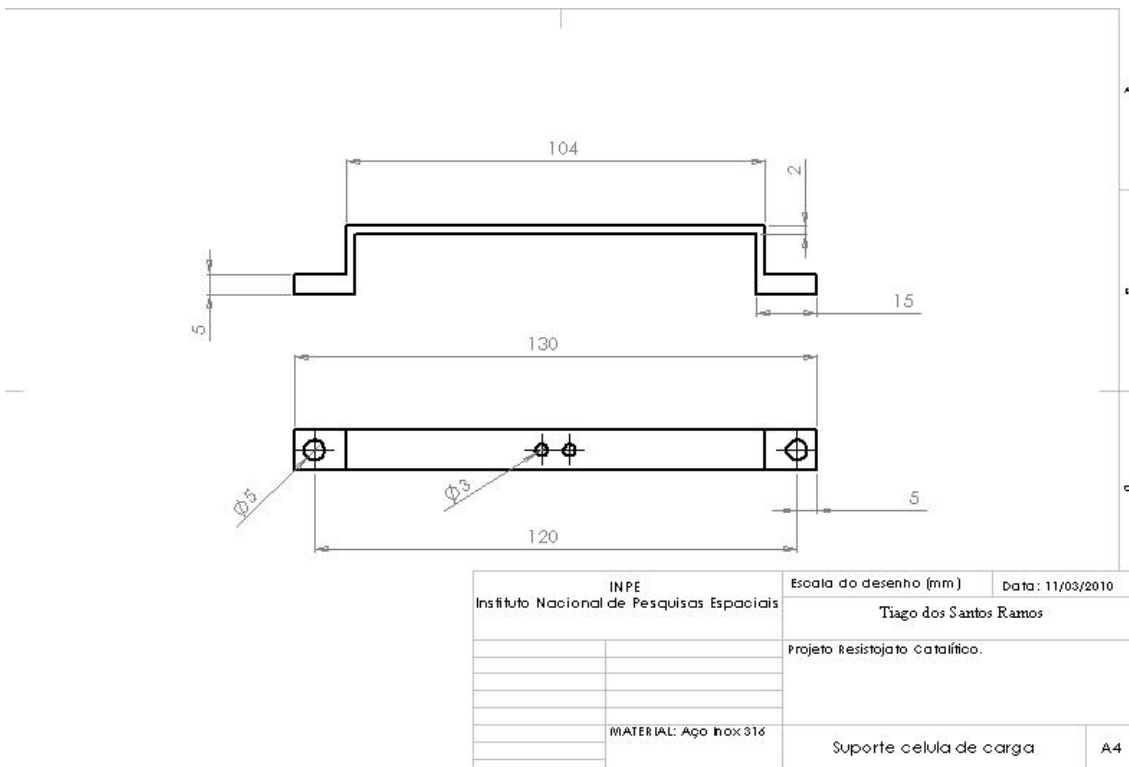


Figura A.11- Diagrama do suporte da célula de carga.

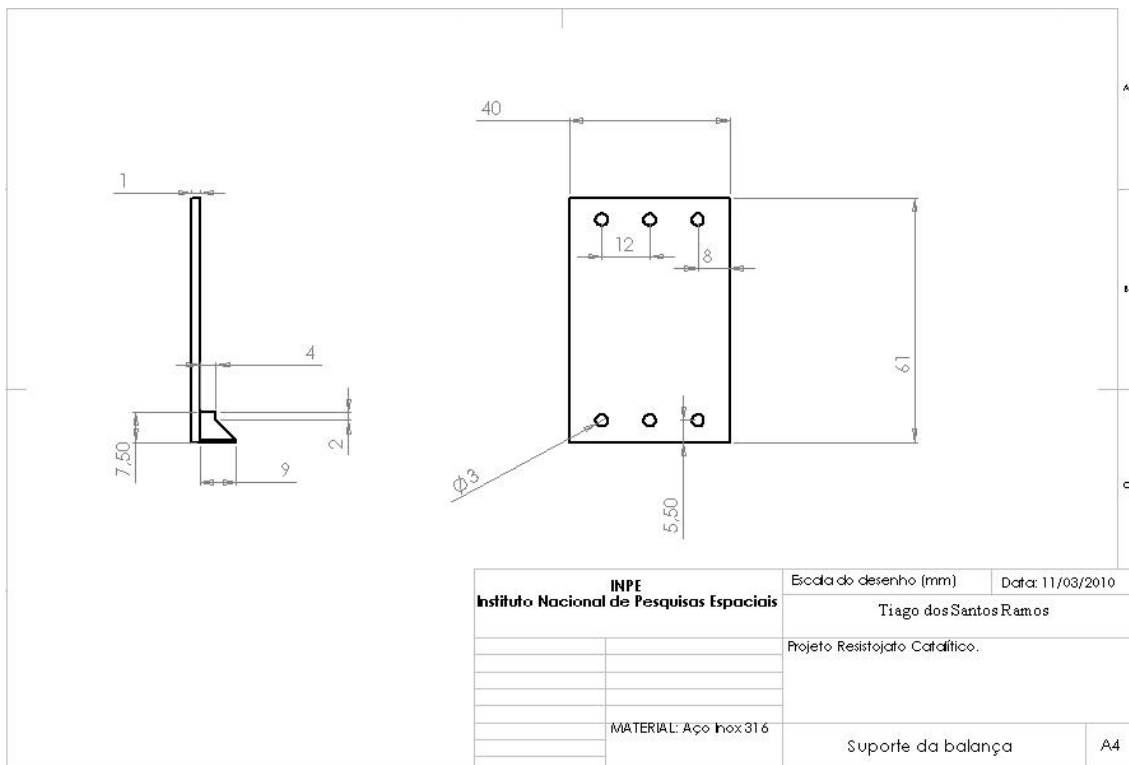


Figura A.12- Diagrama das laminas flexíveis.

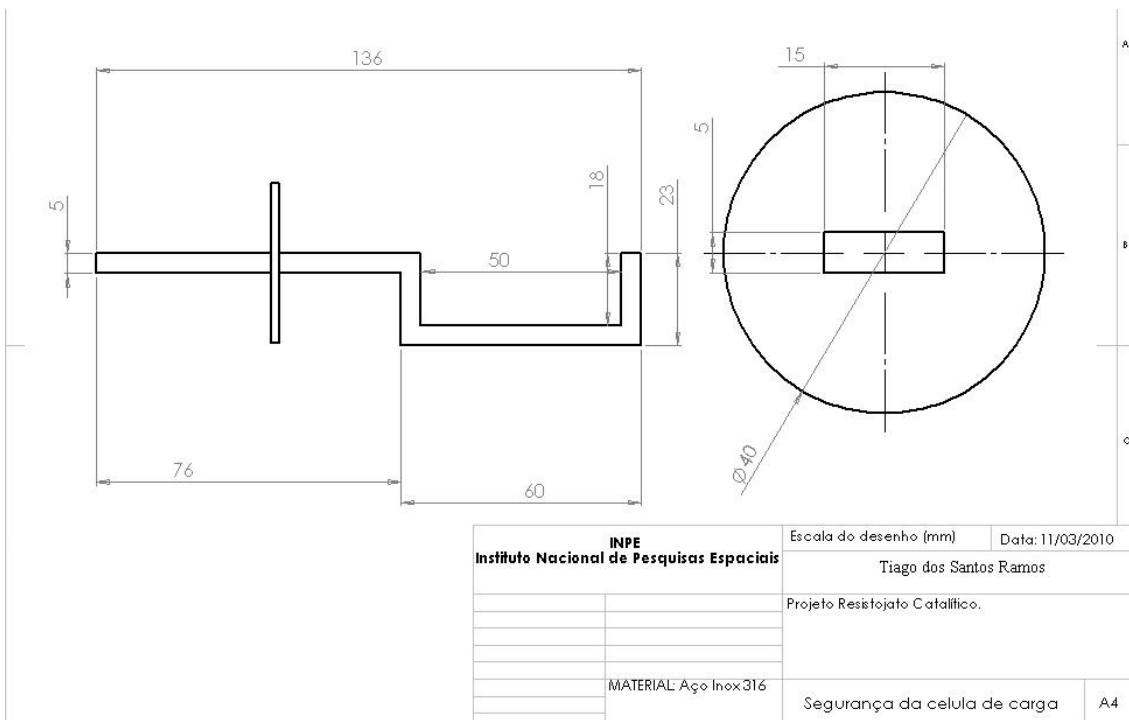


Figura A.13- Diagrama do suporte para segurança da célula de carga.

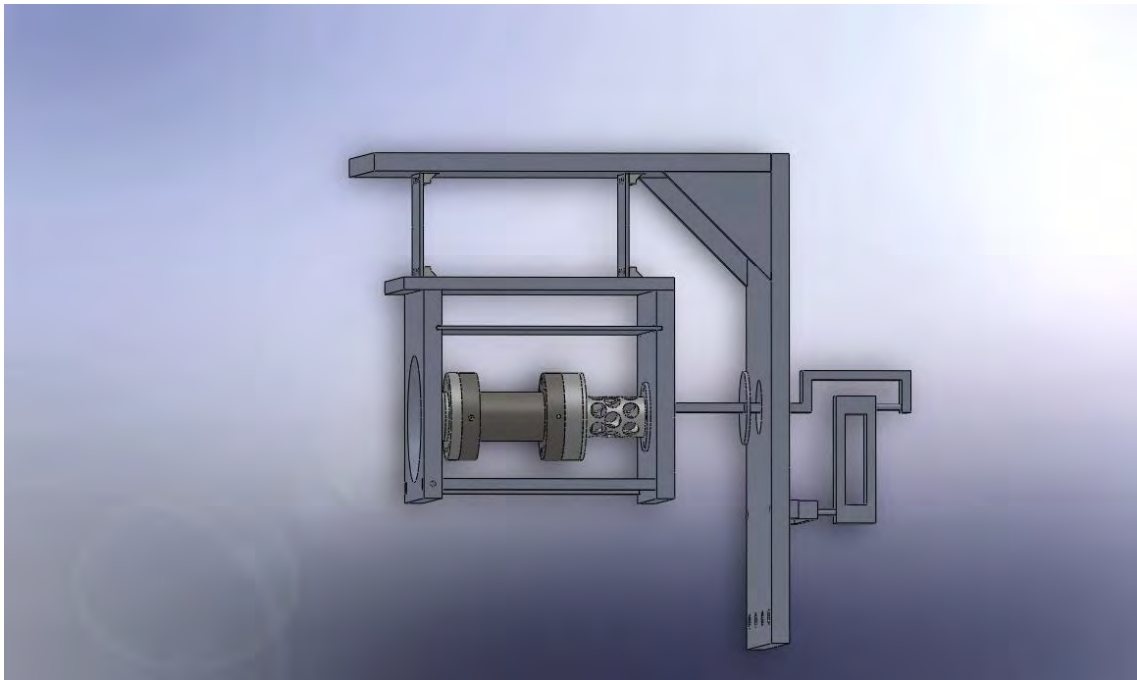


Figura A.14- Imagem 3D da balança de empuxo.

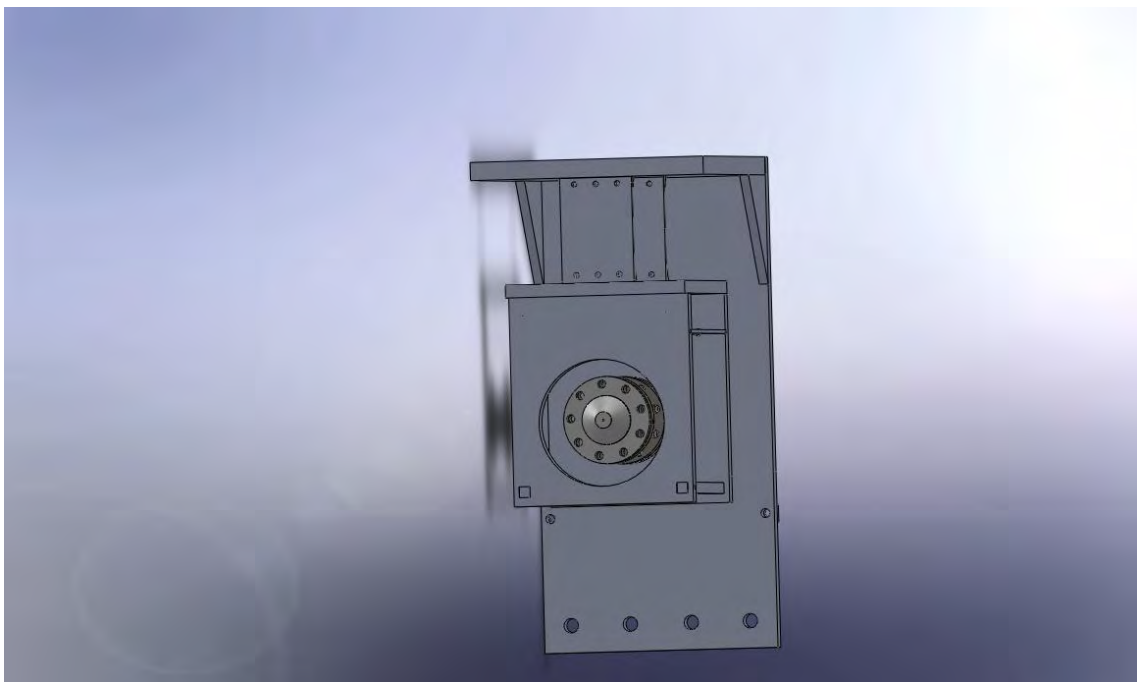


Figura A.15- Vista frontal 3D da balança de empuxo.