



Ministério da  
Ciência e Tecnologia



INPE-15749-TDI/1494

**DESENVOLVIMENTO DE UM PROPULSOR  
ELETROTÉRMICO CATALÍTICO PARA SATÉLITES  
USANDO ÓXIDO NITROSO COMO PROPELENTE**

José Albuquerque Junior

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 15 de abril de 2009.

Registro do documento original:

<http://urlib.net/sid.inpe.br/mtc-m18@80/2009/04.08.17.38>

INPE  
São José dos Campos  
2009

## **PUBLICADO POR:**

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE

Gabinete do Diretor (GB)

Serviço de Informação e Documentação (SID)

Caixa Postal 515 - CEP 12.245-970

São José dos Campos - SP - Brasil

Tel.:(012) 3945-6911/6923

Fax: (012) 3945-6919

E-mail: [pubtc@sid.inpe.br](mailto:pubtc@sid.inpe.br)

## **CONSELHO DE EDITORAÇÃO:**

### **Presidente:**

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

### **Membros:**

Dr<sup>a</sup> Maria do Carmo de Andrade Nono - Conselho de Pós-Graduação

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

Dr<sup>a</sup> Inez Staciarini Batista - Coordenação Ciências Espaciais e Atmosféricas (CEA)

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

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

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

## **BIBLIOTECA DIGITAL:**

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

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

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

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

## **REVISÃO E NORMALIZAÇÃO DOCUMENTÁRIA:**

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

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

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

## **EDITORAÇÃO ELETRÔNICA:**

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



Ministério da  
Ciência e Tecnologia



INPE-15749-TDI/1494

**DESENVOLVIMENTO DE UM PROPULSOR  
ELETROTÉRMICO CATALÍTICO PARA SATÉLITES  
USANDO ÓXIDO NITROSO COMO PROPELENTE**

José Albuquerque Junior

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 15 de abril de 2009.

Registro do documento original:

<http://urlib.net/sid.inpe.br/mtc-m18@80/2009/04.08.17.38>

INPE  
São José dos Campos  
2009

Dados Internacionais de Catalogação na Publicação (CIP)

---

Albuquerque Junior, José .  
A15d      Desenvolvimento de um propulsor eletrotérmico catalítico para satélites usando óxido nitroso como propelente / José Albuquerque Junior . – São José dos Campos : INPE, 2009.  
168p. ; (INPE-15749-TDI/1494)

Dissertação (Mestrado em Combustão e Propulsão) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2009.  
Orientador : Dr. Fernando de Souza Costa.

1. Eletrotérmico. 2. N<sub>2</sub>O. 3. Termo catalítico. 4. Resistojato.  
5. Performance. I. Título.

CDU 621.33

---

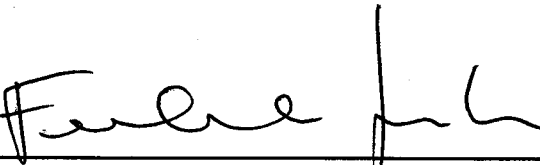
Copyright © 2009 do MCT/INPE. Nenhuma parte desta publicação pode ser reproduzida, armazenada em um sistema de recuperação, ou transmitida sob qualquer forma ou por qualquer meio, eletrônico, mecânico, fotográfico, microfilmico, reprográfico ou outros, sem a permissão escrita da Editora, com exceção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

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

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

Engenharia e Tecnologia  
Espaciais/Combustão e Propulsão


Dr. Fernando de Souza Costa



---

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

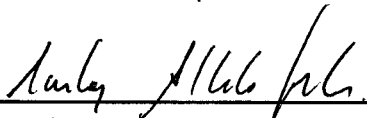
Dr. Marcio Teixeira de Mendonça



---

Membro da Banca / IAE/CTA / SJCampos - SP

Dr. Carlos Alberto Gurgel Veras



---

Convidado(a) / UnB / Brasília - DF

Aluno (a): José Albuquerque Junior

São José dos Campos, 15 de abril de 2009



*"Deus não lhe dá mais do que você pode carregar."*





*Dedico este trabalho primeiramente a Deus, pois sem ele nada seria possível.*

*A meus pais José Albuquerque de Oliveira e Maria Valquíria da Fonseca e aos meus irmãos, pelos conselhos e compreensão, em todos os momentos desta e de outras caminhadas, sempre me estimulando e me apoiando nos momentos mais difíceis.*



## AGRADECIMENTOS

A realização deste trabalho só foi possível graças à colaboração de muitas pessoas. Gostaria de expressar a minha profunda gratidão a todos aqueles que contribuíram para a conclusão do meu mestrado:

Ao Dr. Fernando de Souza Costa, pela orientação e amizade, acreditando em mim e fazendo com que meus sonhos se tornassem possíveis.

Ao Dr. Turíbio Gomes Soares Neto, pelas discussões e sugestões sobre o uso de catalisadores e o fornecimento de catalisador de Ru/Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> para os testes.

Ao Dr. Ricardo Vieira, pelas sugestões e ajuda na construção da linha do propulsor.

Aos funcionários e bolsistas do laboratório de ensaios de combustão do Laboratório Associado de Combustão e Propulsão (LCP) do INPE, em especial ao Dr. Ely Vieira Cortez, ao José Carlos de Andrade e ao Francisco Carlos, pelos serviços prestados e pelas sugestões e ajuda na montagem da bancada de testes.

Ao Dr. David dos Santos Cunha, pelos conselhos e pelo fornecimento da alumina e controlador de temperatura.

Aos professores do curso de pós-graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais, área de concentração em Combustão e Propulsão, pelos ensinamentos nas diversas disciplinas. Também quero agradecer à Jalusa Aparecida pela preparação dos catalisadores.

Aos pesquisadores e tecnologistas do LCP/INPE, que de forma direta ou indireta me apoiaram com conselhos ou orientações.

Aos meus amigos de mestrado e doutorado, pelo companheirismo, amizade e pela convivência no dia a dia e que tanto me ajudaram.

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

À FAPESP (projeto 2007/03623-8) pelos recursos fornecidos para a execução da pesquisa experimental da minha dissertação.

À CAPES pela bolsa de mestrado concedida.



## RESUMO

É apresentada uma investigação teórico-experimental de um propulsor eletrotérmico catalítico de 0,2 N para uso em controle de atitude de satélites e para ignição de propulsores híbridos. É feita inicialmente uma análise teórica do escoamento dentro do propulsor e dos parâmetros de desempenho do propulsor. Foi projetado e construído um protótipo de propulsor eletrotérmico catalítico usando óxido nítrico gasoso como propelente. Uma bancada de testes foi construída para medidas da potência fornecida, empuxo, pressões, vazão mássica e temperaturas no propulsor e na linha de alimentação. Foram determinados o impulso específico e as eficiências do propulsor em diferentes condições de operação, com pressões na câmara de 2,5 a 7 bar, empregando-se grãos de alumina pura aquecida ou catalisador de rutênio impregnado em alumina.



# **DEVELOPMENT OF AN ELECTROTHERMAL CATALYTIC THRUSTER FOR SATELLITES USING NITROUS OXIDE AS PROPELLANT**

## **ABSTRACT**

A theoretical and experimental investigation of an electrothermal catalytic thruster of 0.2 N, for use in attitude control of satellites and for ignition of hybrid thrusters is presented. Initially a theoretical analysis of the flow in the thruster is made and the performance parameters of the thruster are presented. It is projected and built an electrothermal catalytic thruster prototype using nitrous oxide gas as propellant. A test bench was built for measurements of power input, thrust, pressure, mass flow rate and temperatures in the thruster and in the feeding line. The specific impulse and thruster efficiencies were determined for different operating conditions, with chamber pressures from 2 to 7 bar, using heated alumina grains or ruthenium catalysts impregnated on alumina.





# SUMÁRIO

**Pág.**

## **LISTAS DE FIGURAS**

## **LISTA DE TABELAS**

## **LISTA DE ABREVIATURAS**

## **LISTA DE SÍMBOLOS**

<b>1 INTRODUÇÃO</b> .....	33
1.1 OBJETIVO E PLANO DE DESENVOLVIMENTO .....	33
1.2 Sistemas de Propulsão Espacial .....	34
1.3 Sistemas de Propulsão Eletrotérmicos .....	36
1.4 Monopropelentes para Uso em Resistojetos .....	48
<b>2 Análise Teórica Simplificada do Desempenho dos Propulsores Eletrotérmico Catalíticos</b> .....	55
2.1 Parâmetros de Desempenho de Propulsores Eletrotérmicos .....	55
2.2. Análise Termoquímica .....	61
2.2.1 Primeiro Caso: Composição Pré-Fixada na Saída do Leito Catalítico .....	62
2.2.2 Segundo Caso: Equilíbrio Químico na Saída da Câmara .....	64
2.3 Resultados Teóricos .....	65
<b>3 Desenvolvimento Experimental</b> .....	75
3.1 Projeto do Protótipo do Propulsor Eletrotérmico Catalítico .....	75
3.1.1 Protótipo do Propulsor Eletrotérmico .....	77
3.1.2 Projeto do Sistema de Aquecimento.....	78
3.1.3 Leito Catalítico .....	82
3.1.4 Barreira Térmica .....	84
3.1.5 Sistema de Injeção .....	84
3.1.6 Célula de Carga.....	87
3.1.7 Tubeira .....	89
3.1.8 Linha de Alimentação e Instrumentação.....	90
3.2 Projeto da Bancada de Testes.....	95
3.2.1 Instrumentos Utilizados na Bancada de Testes.....	97
3.3 Ignitor Eletrotérmico Catalítico.....	107

<b>4. RESULTADOS E DISCUSSÕES</b> .....	113
4.1 Resultados dos Testes com Nitrogênio .....	113
4.2 Testes Realizados com N <sub>2</sub> O.....	122
4.2.1 Testes com N <sub>2</sub> O sem Catalisador e sem Aquecimento .....	124
4.2.2 Testes com N <sub>2</sub> O sem Catalisador e com Aquecimento .....	126
4.2.3 Testes Realizados com N <sub>2</sub> O, com Catalisador e com Aquecimento e Disparos Contínuos.....	135
4.2.4 Testes Pulsados Realizados com N <sub>2</sub> O e com Catalisador .....	144
4.3 Resultados como Ignitor Eletrotérmico .....	148
<b>5 CONCLUSÕES E SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS</b> .....	151
<b>REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS</b> .....	155
<b>Apêndice A</b> .....	159

## LISTAS DE FIGURAS

	<u>Pag.</u>
1.1- Sistema propulsivo com tanque pressurizado utilizando um resistojato..	38
1.2 - Protótipo do resistojato construído pela Surrey.....	39
1.3 - HiPEHT – Propulsor Eletrotérmico de Hidrazina de alta Performance.....	42
1.4 –Vista do corte e do esquema do propulsor ACT.....	43
1.5 - Esquema de um propulsor AEHT.....	45
1.6 - Esquema de um conjunto PAEHT.....	47
1.7 - Esquema e figura de um resistojato multipropelente. ....	48
1.8 - Esquema da pressão de armazenagem do óxido nitroso em função da temperatura para uma fração de volume de líquido preenchido.....	51
1.9 - Pressão de vapor do N <sub>2</sub> O em função da temperatura.....	51
1.10 -Esquema da decomposição do N <sub>2</sub> O utilizando catalisador.....	53
2.1- Esquema do escoamento ao longo de um resistojato catalítico.....	57
2.2 -Impulso específico versus potência elétrica fornecida para o caso sem dissociação do N <sub>2</sub> O, z = 0, para diversas vazões mássicas do propelente.....	67
2.3 -Temperatura após aquecimento versus potência elétrica fornecida para o caso sem dissociação do N <sub>2</sub> O, z = 0, para diversas vazões mássicas do propelente.....	68
2.4 - Empuxo versus potência elétrica fornecida para o caso sem dissociação do N <sub>2</sub> O, z = 0, para diversas vazões mássicas do propelente.....	68
2.5 - Efeito do grau de dissociação do N <sub>2</sub> O sobre o impulso específico para várias potências elétricas, com uma vazão mássica 0,25 g/s.....	69
2.6 - Efeito do grau de dissociação do N <sub>2</sub> O sobre a temperatura de aquecimento para várias potências elétricas, com uma vazão mássica 0,25 g/s.....	69
2.7 - Efeito do grau de dissociação do N <sub>2</sub> O sobre o empuxo para várias potências elétricas, com uma vazão mássica 0,25 g/s.....	70
2.8 - Impulso específico versus potência elétrica fornecida, admitindo processo com equilíbrio químico na câmara e escoamento congelado na tubeira (adaptada), para diversas vazões mássicas do propelente, com P <sub>c</sub> = 5 bar.....	71
2.9 - Temperatura após aquecimento versus potência elétrica fornecida, admitindo processo com equilíbrio químico na câmara e escoamento congelado na tubeira (adaptada), para diversas vazões mássicas do propelente, com P <sub>c</sub> = 5 bar.....	72
2.10 - Empuxo versus potência elétrica fornecida, admitindo processo com equilíbrio químico na câmara e escoamento congelado na tubeira (adaptada), para diversas vazões mássicas do propelente, com P <sub>c</sub> = 5 bar.....	73
3.1 - Vista em corte do projeto inicial do protótipo do propulsor eletrotérmico catalítico.....	77

3.2 - Projeto e foto do cartucho aquecedor utilizado. ....	79
3.3 - Fotos das câmaras fabricadas. ....	81
3.4 - Esquema do propulsor mostrando o leito catalítico e suporte. ....	82
3.5 - Fotos dos grãos de alumina pura e do catalisador de Ru/Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub> . ....	83
3.6 - Barreira térmica do propulsor. ....	84
3.7 - Vista do injetor e da barreira térmica. ....	85
3.8- Fotos do protótipo montado na balança de empuxo antes e depois das alterações na injeção. ....	86
3.9 - Vista 3D e foto do propulsor apoiado sobre a célula de carga. ....	88
3.10 - Vista 3D em corte e foto da tubeira. ....	90
3.11 - Fotos dos tanques de propelentes e do regulador de pressão aletado para óxido nítrico. ....	91
3.12 - Sistema de aquisição utilizado. ....	94
3.13 - Medidor controlador de vazão mássica. ....	95
3.14 - Esquema da bancada de testes. ....	96
3.15 - Vista da bancada de testes apoiada sobre uma mesa. ....	96
3.16 - Fotos de equipamentos utilizados na operação e testes do propulsor eletrotérmico. ....	<b>Erro! Indicador não definido.</b>
3.17 - Vista 3D e foto da bancada montada com a instrumentação. ....	99
3.18 - Vista 3D da bancada de testes sobre a mesa. ....	101
3.19 - Interface gráfica em LabView para teste do propulsor eletrotérmico catalítico. ....	102
3.20 - Vista da montagem inicial da bancada de testes do propulsor eletrotérmico. ....	103
3.21 - Vistas da bancada de testes com sistemas de controle e instrumentação. ....	105
3.22 - Esquema do sistema de isolamento térmico para as duas fases de testes. ....	106
3.23 - Vista do sistema de ignição termo-catalítico conectado ao propulsor de 400N. ....	108
3.24 - Sistema ignitor de um propulsor híbrido. ....	110
3.25 - Coloração após vários testes com o propulsor. ....	111
3.26 - Falha no teste como ignitor de propulsor de 400N. ....	112
3.27 - Chama provocada pelo contato do gás oxigênio quente em contato com a parafina na pré-câmara de um propulsor híbrido aberto. ....	112
4.1- Pressões medidas em um teste com nitrogênio gasoso e com. ....	115
4.2 - Temperaturas obtidas em um teste com nitrogênio gasoso e com aquecimento. ....	115
4.3 - Vazão mássica medida em um teste com nitrogênio gasoso e com aquecimento. ....	116
4.4 - Pressões na entrada e na saída do leito termo-catalítico para um teste com nitrogênio gasoso e com aquecimento. ....	117
4.5 - Empuxo medido em um teste empregando-se nitrogênio gasoso sem aquecimento. ....	118
4.6 - Temperaturas medidas em um teste empregando-se nitrogênio gasoso sem aquecimento. ....	118

4.7 - Pressão e vazão mássica medidas em um teste empregando-se nitrogênio gasoso sem aquecimento. ....	119
4.8 - Vazão mássica medida em um teste com nitrogênio gasoso e com aquecimento. ....	120
4.9 - Pressões medidas em um teste com nitrogênio gasoso e com aquecimento. ....	121
4.10 -Empuxo medido em um teste com nitrogênio gasoso e com aquecimento. ....	121
4.11 -Empuxo e vazão mássica medidos em um teste com nitrogênio gasoso e com aquecimento. ....	122
4.12 - Propulsor eletrotérmico montado em um suporte intermediário para reduzir problemas com aquecimento da balança de empuxo. ....	123
4.13 - Temperaturas medidas em um teste com N <sub>2</sub> O sem aquecimento. ....	125
4.14 - Empuxo e a vazão mássica usando N <sub>2</sub> O sem aquecimento. ....	125
4.15 -Efeito da variação de vazão sobre o empuxo usando-se óxido nitroso gasoso, com potência de 100 W. ....	127
4.16 -Efeito da variação de vazão sobre o impulso específico usando-se óxido nitroso gasoso, com potência de 100 W. ....	127
4.17 - Efeito da variação de vazão sobre empuxo e pressões de injeção e saída do leito usando-se óxido nitroso gasoso, com potência de 100 W. ....	128
4.18 -Empuxo medido usando-se N <sub>2</sub> O gasoso com potência de de 100 W e $P_c = 4$ bar. ....	128
4.19 -Impulso específico e vazão mássica medidos usando-se N <sub>2</sub> O gasoso com potência de de 100 W e $P_c = 4$ bar. ....	129
4.20 -Efeito da adição de energia sobre o empuxo usando-se óxido nitroso gasoso, sem decomposição catalítica. ....	131
4.21 -Efeito da adição de energia sobre a vazão mássica usando-se óxido nitroso gasoso, sem decomposição catalítica. ....	132
4.22 - Efeito da adição de energia sobre a pressão na saída do leito usando-se óxido nitroso gasoso, sem decomposição catalítica. ....	132
4.23 - Efeito da adição de energia sobre o impulso específico usando-se óxido nitroso gasoso, sem decomposição catalítica. ....	133
4.24 - Efeito da adição de energia sobre as temperaturas na injeção usando-se óxido nitroso gasoso, sem decomposição catalítica. ....	133
4.25 - Efeito da adição de energia sobre as temperaturas no leito termo-catalítico usando-se óxido nitroso gasoso, sem decomposição catalítica. ....	134
4.26 - Efeito da adição de energia sobre as temperaturas na saída do leito termo-catalítico usando-se óxido nitroso gasoso, sem decomposição catalítica. ....	134
4.27 - Efeito da adição de energia sobre as eficiências propulsivas usando-se óxido nitroso gasoso, sem decomposição catalítica. ....	135
4.28 - Perfil do empuxo para um sistema com adição de energia sem catalisador e com adição de energia e com catalisador. ....	136
4.29 - Vazão mássica para um sistema com adição de energia sem catalisador e com adição de energia e com catalisador. ....	137

4.31- Eficiência propulsiva para os casos sem catalisador e com catalisador.	138
4.32 - Temperatura e empuxo para um propulsor com decomposição catalítica do N <sub>2</sub> O, com pré-aquecimento de 200 W.....	140
4.33 - Pressão e vazão mássica para um propulsor com decomposição catalítica do N <sub>2</sub> O, com pré-aquecimento de 200 W.....	140
4.34 - Temperatura e empuxo para um propulsor com decomposição catalítica do N <sub>2</sub> O, com pré-aquecimento de 450 W.....	141
4.35 - Pressão e vazão mássica para um propulsor com decomposição catalítica do N <sub>2</sub> O, com pré-aquecimento de 450 W.....	141
4.36 - Eficiência propulsiva para um propulsor com decomposição catalítica do N <sub>2</sub> O e diferentes níveis de pré-aquecimento.....	142
4.37 - Pressão na saída e vazão mássica para um propulsor com decomposição catalítica do N <sub>2</sub> O com 400 W de energia. ....	142
4.38 - Empuxo e eficiência da velocidade característica para um propulsor com decomposição catalítica do N <sub>2</sub> O com 400 W de energia. ....	143
4.39 - Pressão na saída e vazão mássica para um propulsor com decomposição catalítica do N <sub>2</sub> O com 450 W de energia. ....	143
4.40 -Empuxo e eficiência da velocidade característica para um propulsor com decomposição catalítica do N <sub>2</sub> O com 450 W de energia. ....	144
4.41 - Teste pulsado com partida a quente utilizando catalisador e sem o fornecimento de energia. ....	145
4.42 -Teste pulsado com partida a quente utilizando catalisador e com o fornecimento de 100 W.....	146
4.43 - Teste pulsado com partida a quente utilizando catalisador e com o fornecimento de 200 W.....	146
4.44 - Teste pulsado com partida a quente utilizando catalisador e com o fornecimento de 300 W.....	147
4.45 - Teste pulsado com partida a quente utilizando catalisador e com o fornecimento de 400 W.....	147
4.46 - Reignição na pré-câmara do motor híbrido aberto, após disparos do ignitor eletrotérmico-catalítico. ....	149
4.47 - Evolução da temperatura na pré-câmara e da vazão mássica de óxido nitroso líquido em um propulsor híbrido usando-se um ignitor eletrotérmico-catalítico.....	149
A.1- Esquema da câmara catalítica.....	159
A.2 - Esquema do corte da câmara catalítica.....	159
A.3- Esquema da tubeira projetada.....	160
A.4 - Esquema da tubeira adaptada.....	160
A.5 - Esquema do flange para vedar a câmara sem a resistência .....	161
A.6 - Esquema do flange para a resistência.....	161
A.7 - Esquema da base estrutural da bancada de testes.....	162
A.8 - Esquema do suporte para instrumentos na bancada. ....	162
A.9 - Esquema de um suporte para sensores de pressão na câmara.....	163
A.10-Esquema da tela de retenção da pré-câmara.....	163
A.11-Esquema tela de retenção para do leito catalítico. ....	164

A.12 - Esquema do suporte da placa de empuxo.....	164
A.13 - Esquema do suporte da célula de carga.....	165
A.14 - Esquema da barreira térmica.....	165
A.15 - Esquema das laminas flexíveis de apoio do propulsor. ....	166
A.16 - Esquema do tubo para 10% do volume do leito catalítico. ....	166
A.17 - Esquema do tubo para 20% do volume do leito catalítico. ....	167
A.18 - Esquema do tubo para 50% do volume do leito catalítico. ....	168
A.19 - Esquema do tubo para 75% do volume do leito catalítico. ....	168





## LISTA DE TABELAS

	<u>Pag.</u>
1.1- Resistojetos utilizados em veículos espaciais de 1965 a 1997.....	40
1.2 - Comparação das propriedades dos monopropelentes.....	49
1.3 - Propriedades do óxido nitroso (N <sub>2</sub> O).....	52
3.1 - Valores de referência para o projeto inicial do protótipo do resistojato catalítico. ....	76



## LISTA DE ABREVIATURAS

ACT	"Augmented Catalytic Thruster" ou Propulsor Catalítico Aumentado
AEHT	"Augmented Electrothermal Hydrazine Thruster" ou Propulsor Eletrotérmico Aumentado de Hidrazina
Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	Alumina
CEA	Programa de equilíbrio químico da NASA
ENSAIOS	Banco de Testes do LCP
EHT	"Electrothermal Hydrazine Thruster", ou Propulsor Eletrotérmico de Hidrazina
HEAT	"Hydrazine Electrically Augmented Thruster" ou Propulsor de Hidrazina Aumentado
HiPEHT	"High Performance Electrothermal Hydrazine Thruster", ou Propulsor Eletrotérmico de Hidrazina de Alto Desempenho
INPE	Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
LCP	Laboratório Associado de Combustão e Propulsão
MPD	Magneto-plasma-dinâmica
NPT	National Pipe Thread (Padrão de tubos na linha de trabalho)
P AEHT	"Power Augmented Electrothermal Hydrazine Thruster" ou Propulsor Eletrotérmico de Potência Aumentada de Hidrazina
PEC-M1	Protótipo do propulsor eletrotérmico catalítico
Ru/AL <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	Rutênio suportado em alumina



## LISTA DE SÍMBOLOS

### Latinos

$A_g$	Área da garganta [ $m^2$ ]
$A_s$	Área superficial [ $m^2$ ]
$A_e$	Área de exaustão da tubeira [ $m^2$ ]
$CV_1$	Controle de volume que inclui a câmara de aquecimento
$CV_2$	Controle de volume que inclui a tubeira
$C_F$	Coeficiente de empuxo [-]
$\bar{c}_p$	Calor específico da espécie [ $J/kg\cdot K$ ]
$c_p$	Calor específico da mistura gasosa [ $J/kg\cdot K$ ]
$c_{p,m}$	Calor específico médio [ $J/kg\cdot K$ ]
$\bar{c}_{p,k}$	Calor específico molar da espécie k [ $J/kg\cdot K$ ]
$\bar{c}_{p,N_2O}$	Calor específico molar da espécie do óxido nitroso [ $J/kg\cdot K$ ]
$c_{p,e}$	Calor específico médio do gás durante a exaustão na tubeira [ $J/kg\cdot K$ ]
$c^*$	Velocidade característica de exaustão [ $m/s$ ]
$c^*_{exp}$	Velocidade característica medida experimentalmente [ $m/s$ ]
$c^*_{teo}$	Velocidade característica teórica [ $m/s$ ]
$D_g$	Diâmetro da garganta da tubeira [ $m$ ]
$f$	Constante para Mach na saída da câmara igual a 1
$F$	Empuxo [ $N$ ]
$g_o$	Aceleração da gravidade ao nível do mar ( $= 9.81 m/s^2$ )
$h_i$	Entalpia do gás na entrada da câmara de aquecimento [ $J/mol$ ]
$h_e$	Entalpia do gás na saída da tubeira [ $kJ/mol$ ]
$h_{OC}$	Entalpia de estagnação do gás na saída da câmara de aquecimento [ $J/mol$ ]
$I_t$	Impulso total [ $s$ ]
$I_{sp}$	Impulso específico [ $s$ ]
$I_{sp,vac}$	Impulso específico no vácuo [ $s$ ]
$k$	Espécie da molécula [-]
$M$	Massa molar do gás [ $kg/mol$ ]
$M_C$	Mach na câmara (velocidade do som $V = 343 m/s$ )
$M_i$	Número de Mach na entrada da câmara de aquecimento
$M_{Mist}$	Massa molar da mistura [ $kg/mol$ ]
$M_{N_2}$	Massa molar do nitrogênio [ $kg/mol$ ]
$M_{N_2O}$	Massa molar do óxido nitroso [ $kg/mol$ ]
$M_{O_2}$	Massa molar do oxigênio [ $kg/mol$ ]
$\dot{m}$	Vazão mássica de propelente [ $kg/s$ ]
$\dot{m}_{exp}$	Vazão mássica medida experimentalmente [ $kg/s$ ]
$N$	Nitrogênio atômico
$NO$	Óxido nítrico
$N_2O$	Óxido nitroso

$N_2$	Nitrogênio molecular
$P$	Potência [W]
$P_c$	Pressão na câmara [atm]
$P_{c,exp}$	Pressão na câmara catalítica medida experimentalmente [bar]
$P_{ef}$	Potência efetiva
$p_e$	Pressão de exaustão dos gases na tubeira [atm]
$p_a$	Pressão ambiente [atm]
$Q$	Calor externo adicionado por mol de $N_2O$ [J]
$R$	Constante universal dos gases [8314 Nm/kg-K]
$R_g$	Constante do gás [Nm/kg-K]
$V_C$	Velocidade na saída da câmara de aquecimento [m/s]
$V_e$	Velocidade de exaustão dos gases [m/s]
$V_{e,f}$	Velocidade de exaustão sem aquecimento [m/s]
$T$	Temperatura [K]
$T_{c,f}$	Temperatura na câmara sem aquecimento [K]
$T_e$	Temperatura de exaustão [K]
$T_{teo}$	Temperatura teórica [K]
$T_i$	Temperatura de entrada [K]
$T_{inj}$	Temperatura de injeção na pré-câmara catalítica [K]
$T_{leito}$	Temperatura do leito catalítico [K]
$T_m$	Temperatura média [K]
$T_{oc}$	Temperatura de estagnação do gás na saída da câmara de aquecimento [K]
$T_O$	Temperatura de estagnação do gás [K]
$T_p$	Termopar
$T_{res}$	Temperatura da resistência [K]
$T_S$	Temperatura na saída da câmara catalítica [K]
$X_i$	Fração molar da espécie i
$X_{N_2}$	Fração molar da espécie $N_2$
$X_{N_2O}$	Fração molar da espécie $N_2O$
$X_{O_2}$	Fração molar da espécie $O_2$
$z$	Fração dissociada de $N_2O$

### Gregos

$\gamma$	Razão de calores específicos
$\gamma_{Teo}$	Razão de calores específicos para condições teóricas
$\varepsilon$	Razão de expansão
$\Delta$	Indica variação ou acréscimo
$\Delta E_{exaustão}$	Energia de exaustão
$\eta$	Eficiência de aquecimento
$\eta_{c^*}$	Eficiência da velocidade característica
$\eta_F$	Eficiência propulsiva
$\eta_T$	Eficiência térmica

### Índices Superiores

*	Indica a condição na garganta da tubeira
t	Indica tempo
“	Indica medida em polegada

### Índices Inferiores

a	Indica condição ambiente
e	Indica condição de saída da tubeira
C	Referente a câmara de aquecimento
C*	Velocidade característica
$C^*_{exp}$	Referente à medida experimental da velocidade característica
$C_{teo}$	Referente à medida teórica da velocidade característica
esp	Referente a específico
e,f	Referente à velocidade de exaustão sem aquecimento
exp	Referente às condições experimentais
exaustão	Referente à condição de exaustão
f	Referente à sem aquecimento
F	Referente a empuxo
g	Referente a gás
g	Referente à garganta da tubeira
i	Referente à entrada da câmara de aquecimento
Inj	Referente à injeção na pré câmara
leito	Referente ao leito da câmara catalítica
m	Referente a médio
o	Indica condição de estagnação
oc	Indica condição de estagnação da saída da câmara
P	Referente à pressão
p,e	Referente a calor específico médio do gás durante a exaustão
p,k	Referente à espécie k
p,N <sub>2</sub> O	Referente ao N <sub>2</sub> O
res	Referente à resistência
s	Indica superfície
s	Referente à saída
S	Indica condição de saída
t	Indica condição de tempo
teo	Referente às condições teóricas
vac	Referente a condições de vácuo





# **1 INTRODUÇÃO**

## **1.1 OBJETIVO E PLANO DE DESENVOLVIMENTO**

O objetivo deste trabalho é realizar uma investigação teórico-experimental de propulsores eletrotérmicos catalíticos utilizando óxido nítrico como propelente.

Primeiramente são apresentados modelos de propulsores eletrotérmicos em desenvolvimento ou já desenvolvidos, comentando-se alguns aspectos relevantes dos mesmos.

No Capítulo 2 é apresentado um estudo teórico simplificado dos propulsores eletrotérmicos catalíticos. São descritos alguns parâmetros de desempenho dos propulsores como empuxo, temperatura final de aquecimento, impulso específico, eficiência térmica, eficiência de velocidade característica e eficiência propulsiva. São mostrados dois modelos para simular a dissociação do óxido nítrico.

No Capítulo 3 são mostrados os projetos da bancada de testes e de um protótipo de propulsor eletrotérmico catalítico. São descritos o sistema de controle, a instrumentação, a montagem da bancada e os protótipos de propulsores construídos.

No Capítulo 4 apresentam-se os resultados obtidos e uma discussão dos resultados obtidos realizados com o propulsor eletrotérmico catalítico na bancada de testes construída.

No Capítulo 5 apresentam-se as conclusões do trabalho e dadas algumas sugestões para trabalhos futuros.

No apêndice A apresentam-se as peças construídas para a bancada de testes e do propulsor eletrotérmico catalítico.

## 1.2 Sistemas de Propulsão Espacial

O lançamento de satélites, sondas e veículos espaciais para diferentes destinos e missões motiva o desenvolvimento de meios mais eficientes de propulsão. Sistemas de propulsão podem ser empregados no controle de atitude, na mudança ou manutenção de órbita, no controle de configuração e no posicionamento de artefatos espaciais.

Os sistemas propulsivos utilizam a lei da conservação da quantidade de movimento como princípio fundamental de operação e lançam mão de fontes de energia diversas para a realização do movimento e obtenção do deslocamento desejado.

Os sistemas de propulsão podem ser classificados de diversas maneiras. Podem ser classificados em sistemas com fonte de energia própria, como é o caso da propulsão química, ou sistemas com fonte de energia separada, como são os casos da propulsão elétrica, nuclear e solar (Blanc, 1961); (Bussard e De Lauer, 1965), podem ser divididos também em quatro categorias, segundo a aplicação (Hord, 1985): propulsão Terra-órbita, propulsão inter-orbita, propulsão interplanetária e propulsão auxiliar. Podem ser divididos, de forma mais geral, em propulsão primária, englobando qualquer transferência de órbita, e propulsão auxiliar, englobando controle de atitude, controle de configuração e manutenção de órbita. Diversos autores também apresentam classificações de acordo com o estado físico dos propelentes empregados.

A propulsão elétrica divide-se, em linhas gerais, em três tipos básicos (Jahn, 1968):

- 1) Propulsão Eletrotérmica - em que o gás propelente é aquecido eletricamente, expandindo-se em seguida pela tubeira.
- 2) Propulsão Eletrostática ou Iônica - em que o propelente é acelerado pela aplicação direta de forças de campo elétrico a partículas ionizadas.

- 3) Propulsão Eletromagnética ou MPD (Magneto-plasma-dinâmica) - em que o propelente ionizado, formando um plasma, é acelerado por interações de campos magnéticos internos e externos com correntes elétricas direcionadas sobre o fluxo.

O interesse fundamental pela propulsão elétrica reside na utilização mais eficiente da massa do propelente. Em conseqüência, 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. 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).

Os sistemas de propulsão elétrica podem apresentar uma razão de carga útil, ou eficiência de massas, maior que os sistemas de propulsão químicos, se a massa do sistema de fornecimento de energia não for muito elevada. Uma maior eficiência de massas é obtida quando se utiliza a energia já disponível a bordo, por exemplo, quando os equipamentos do satélite ou veículo espacial estiverem em modo de espera (Sutton, 2001).

Um método de comparação de sistemas propulsivos elétricos foi apresentado por (Jones, 1984), com base no tempo de viagem de órbita baixa até órbita geo-estacionária. Ele verificou que os propulsores resistojetos, com uma relação máxima de empuxo/potência, apresentam o tempo de transferência mínima, para impulsos específicos abaixo de 2000 s.

Kaufman em 1984 comparou propulsores químicos com vários sistemas elétricos em órbita, verificando que propulsores elétricos podem apresentar vantagens substanciais no caso de satélites e cargas-úteis com energia disponível. O desempenho foi avaliado em termos de fração de carga útil e tempo de missão.

### **1.3 Sistemas de Propulsão Eletrotérmicos**

Os sistemas de propulsão eletrotérmicos são indicados para manutenção de posição de satélites geo-síncronos, manutenção da altitude de veículos espaciais em órbitas baixas, controle de atitude, ajuste de órbita, mudança de órbitas e pequenas manobras.

Os propulsores eletrotérmicos podem ser de vários tipos (Sovey et al, 1986):

- a)Resistojetos
- b)Arcojetos
- c)Eletrotérmicos pulsados
- d)Micro-ondas
- e)Térmicos solares
- f)Térmicos a laser

Segundo (Twardy, 1977), a propulsão eletrotérmica é adequada para correção do posicionamento de órbitas de satélites geo-estacionários. Caso não houvesse esta correção, os satélites sofreriam um aumento gradativo de 0,86 graus por ano em sua inclinação, como resultado da atração gravitacional exercida pela Lua e pelo Sol. O aumento de velocidade para isso é de 0,125 m/s por dia e para um satélite com massa de 500 kg, é preciso um empuxo corretivo de 62,5 Ns por dia. Então serão necessários de 10 kg de propelente por ano.

Um levantamento dos conceitos e revisão bibliográfica de propulsão eletrotérmica foi realizado por (Sovey et al, 1986), contendo 700 citações relativas a propulsores eletrotérmicos de baixo empuxo, incluindo diversas revisões de propulsores elétricos, resistojetos, arcojetos e aplicações a laser. Outros trabalhos referem-se a análises de desempenho, critérios de projeto, processamento de potência, descrição de componentes de sistemas de propulsores eletrotérmicos, análise de missões, estudo de sistemas, materiais, métodos de diagnósticos, campo de escoamento e desempenho da tubeira.

Os resistojetos são os modelos mais simples de propulsores eletrotérmicos. Eles utilizam elementos resistivos com diversas geometrias para aquecer o propelente e aumentar a sua entalpia a fim de obter altas velocidades de exaustão.

Alguns propelentes com potencial para aplicação em resistojetos são: nitrogênio, amônia, hidrogênio, hélio, xenônio, monóxido de carbono, dióxido de carbono, hidrazina, vapor de água, peróxido de hidrogênio, óxido nitroso e misturas de dióxido de carbono com metano, os quais são gases biológicos ou de experimentos em estações orbitais/satélites.

Os resistojetos fornecem baixos empuxos, da ordem de 1 N, apresentam construção simples, são compactos, confiáveis, apresentam facilidade de controle, condicionamento de potência simples, permitem empregar propelentes inertes, possuem projeto de baixo custo e apresentam uma boa eficiência de empuxo, na faixa de 60 a 85 % (Sutton, 1992).

A maior desvantagem do resistojato, comparando com outros sistemas da propulsão elétrica, é o baixo impulso específico. No entanto, apresenta bons balanços de energia, empuxo e impulso específico (Stuttgart, 1998).

O impulso específico,  $I_{sp}$ , é a razão entre o empuxo do propulsor e a vazão em peso do propelente. O  $I_{sp}$  obtido com resistojetos é, em geral, menor que 300 s, abaixo dos valores obtidos com outros tipos de propulsores elétricos, que podem superar 3000 segundos. Propulsores elétricos, incluindo os resistojetos, podem apresentar problemas relacionados a perdas de calor, dissociação do gás e erosão da tubeira. A Figura 1.1 mostra um esquema de um sistema propulsivo baseado em um resistojato.

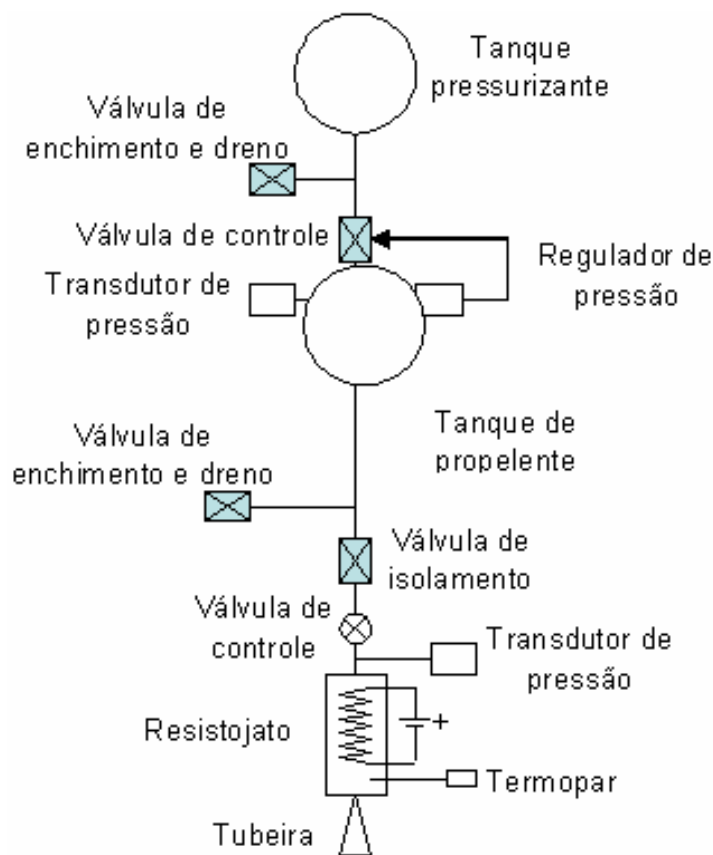


Figura 1.1- Sistema propulsivo com tanque pressurizado utilizando um resistojato.

A primeira operação realizada no espaço de um propulsor eletrotérmico ocorreu em 19 de setembro de 1965, quando houve o disparo de um micropropulsor de nitrogênio por 30 minutos, para ajustar a posição do satélite

de detecção nuclear Vela. O empuxo produzido foi de 0,19 N e o impulso específico foi de 123 s. O elemento resistivo era uma vareta helicoidal que atingia a temperatura de 540 °C e consumia 90 W de potência (Jahn, 1968).

Segundo (Lawrence, 1998) o óxido nitroso pode ser empregado como um propelente em um resistojoato, também pode ser armazenado a bordo de um veículo espacial por mais de um ano e quando é alcançado a decomposição exotérmica do óxido nitroso ela se auto sustenta.

O primeiro propulsor resistojoato chamado Mark-IV foi empregado com sucesso no minissatélite UoSat-12 com empuxo cerca de 0,125 N e impulso específico de 110 s (Zakirov, 2000). A Figura 1.2 mostra o protótipo construído pela Universidade Surrey.



Figura 1.2 - Protótipo do resistojoato construído pela Surrey.

Fonte : [www.sstl.co.uk](http://www.sstl.co.uk)

Desde então inúmeros outros sistemas propulsivos com resistojetos foram lançados ao espaço. A Tabela 1.1 mostra uma lista, apresentada por (Rycek et al, 2005), de alguns desses sistemas.

Tabela 1.1- Resistojetos utilizados em veículos espaciais de 1965 a 1997.

<b>Primeiro Lançamento</b>	<b>Satélite</b>	<b>Propelente</b>	<b>Potência [W]</b>	<b>Empuxo [mN]</b>	<b>Isp [s]</b>
<b>Finalidade: Experimental</b>					
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
<b>Finalidade: Ajuste de órbita geosíncrona</b>					
1980	INTELSAT-V	Hidrazina	300-600	223-490	280
1983	Satcom-1R	Hidrazina	450	178-356	298
1994	GOMS	Amônia	450	-	-
<b>Finalidade: Ajuste de órbita</b>					
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	Gstar-3	Hidrazina	600	-	-
1997	Iridium	Hidrazina	500	-	-

Fonte: Rycek et al. (2005).

Ao longo dos últimos anos diversas organizações, empresas e órgãos governamentais realizaram ou vêm realizando desenvolvimentos com propulsores eletrotérmicos do tipo resistivo, qualificados para o uso espacial.

Algumas dessas experiências são descritas abaixo:



## 1. HiPEHT

HiPEHT, "High Performance Electrothermal Hydrazine Thruster", ou Propulsor Eletrotérmico de Hidrazina de Alto Desempenho, foi desenvolvido pela companhia TRW (E.U.A), a partir do modelo de decomposição térmica, denominado EHT "Electrothermal Hydrazine Thruster", ou Propulsor Eletrotérmico de Hidrazina. O sistema HiPEHT é mostrado na Figura 1.3 a seguir. O mesmo consiste de uma válvula de controle, tubo injetor, barreira térmica, câmara de decomposição, aquecedores desta, câmara com aquecedor coaxial em vórtex, tubeira, escudo de radiação e parte elétrica (Dressler et al, 1981).

O propelente é injetado por um tubo capilar sobre uma sucessão de telas de platina situadas na câmara de decomposição. Estas são mantidas a 980 K pelos aquecedores que funcionam como catalisadores térmicos. Uma vez iniciada a decomposição, os aquecedores são desligados, pois a reação sendo exotérmica mantém as telas na temperatura adequada. Os gases produzidos são injetados tangencialmente na câmara de aquecimento, e aquecidos por um aquecedor helicoidal coaxial até expandir através de uma tubeira, produzindo um impulso específico da ordem de 310 segundos.

Quatro propulsores HiPEHT foram usados em cada um dos satélites INTELSAT V, operando em modo contínuo e produzindo um empuxo de 0,445 N cada.

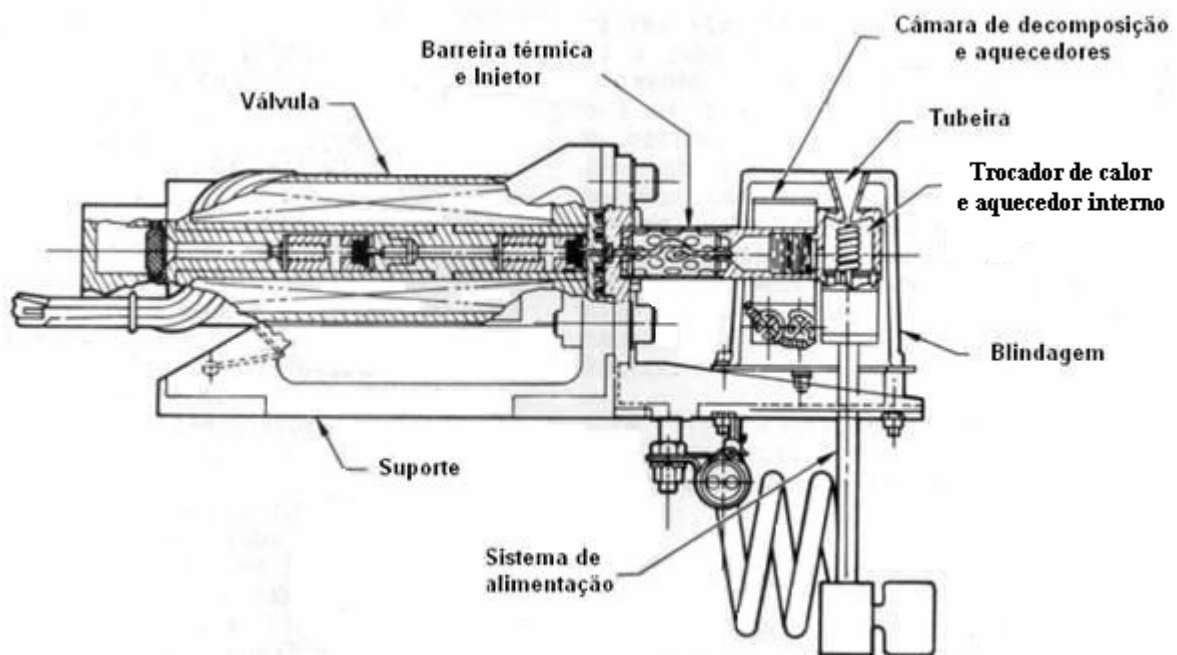


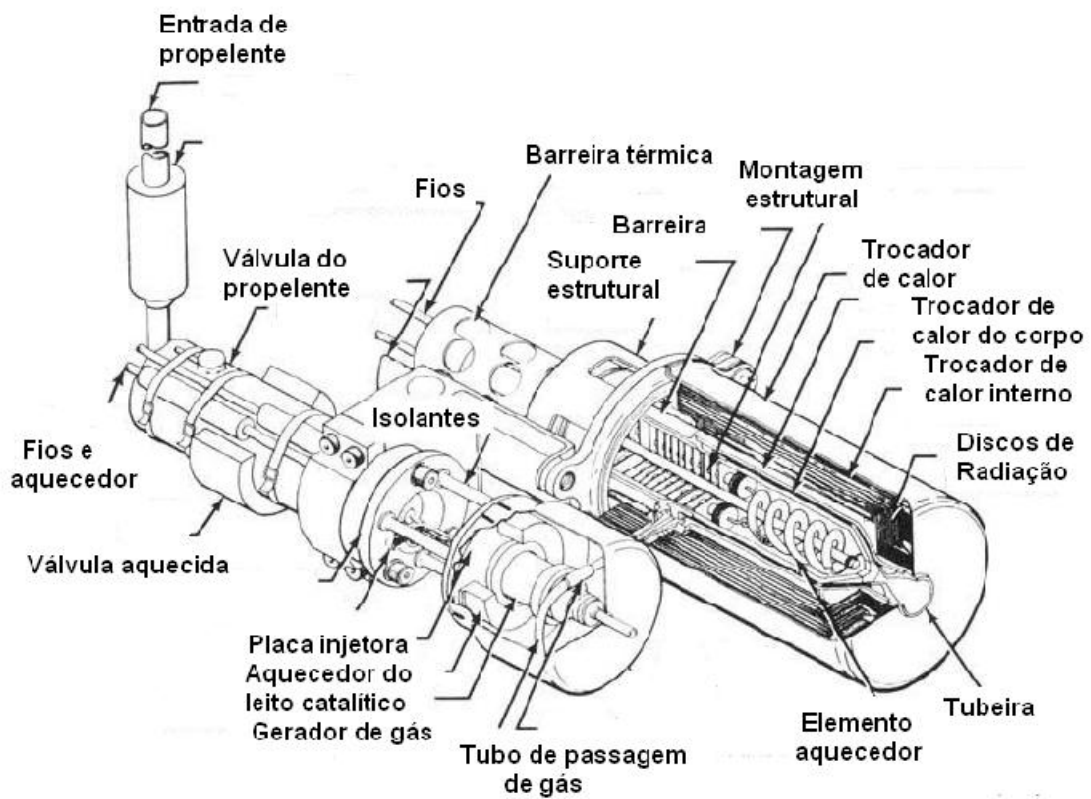
Figura 1.3 - HiPEHT – Propulsor Eletrotérmico de Hidrazina de alta Performance.

Fonte: Dressler et al.(1981).

## 2. ACT

ACT, "Augmented Catalytic Thruster", ou Propulsor Catalítico Aumentado, foi desenvolvido pela companhia Rocket Research Corporation (E.U.A), a partir de um propulsor padrão de 0.9 N. A Figura 1.4 a e b a seguir apresenta um corte e um esquema conceitual do mesmo (McKevitt, 1983; Stone, 1986). O sistema consiste de um resistor de fluido, para controle de pressão, válvula de controle, reator catalítico, tubo de transferência dos gases, câmara de aquecimento, tubeira, isolamento térmico e parte elétrica. O resistor de fluido controla a vazão do propelente. Este se decompõe no reator catalítico produzindo uma mistura gasosa, numa reação exotérmica a 1150 K. Os gases passam em seguida pelo tubo de transferência o qual é curvo a fim de acomodar expansões térmicas e vibrações, entram na câmara de aquecimento por um distribuidor que uniformiza o fluxo circunferencialmente e passam em seguida por ranhuras no corpo interno do trocador de calor. O gás é isolado da parede

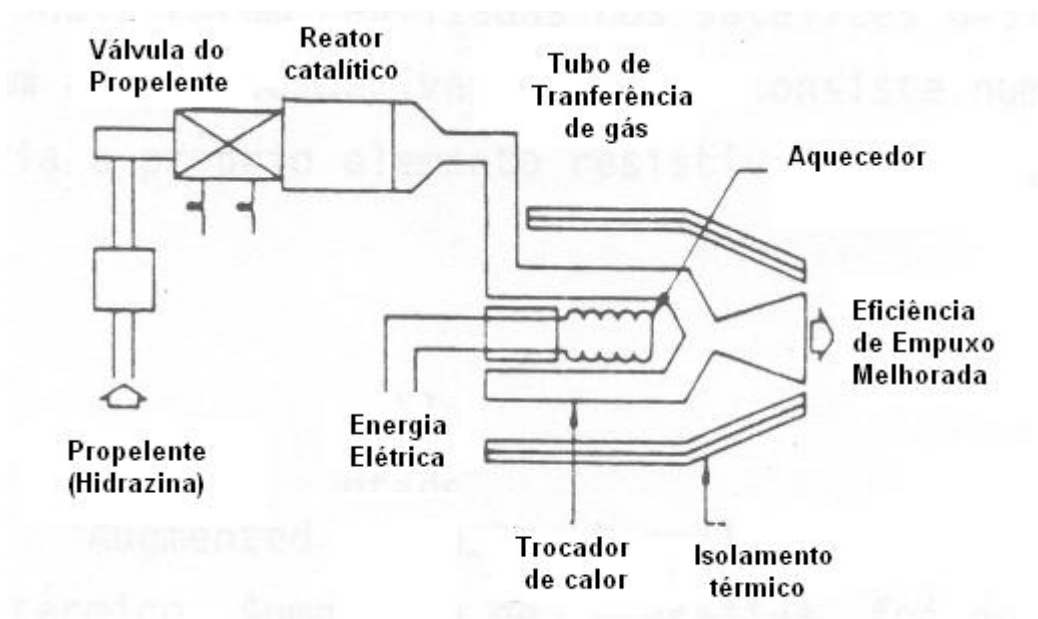
externa do trocador de calor para minimizar as perdas de calor. As ranhuras descarregam os gases num plenum e estes saem a seguir pela tubeira.



a) Corte do propulsor ACT.

Figura 1.4 – Vista do corte e do esquema do propulsor ACT (Continua)

Fonte: Sutton. (2001).



b) Esquema do propulsor ACT.

Fonte: McKeivitt. (1983).

O empuxo produzido é de 0,44 N e um dos modelos derivados deste projeto foi aplicado no satélite SATCOM-7 em abril de 1983. Aplicações adicionais foram realizadas nos satélites G-STAR e Spacenet (Schmidt, 1983, p.731).

### 3.AEHT

AEHT, "Augmented Electrothermal Hydrazine Thruster" ou Propulsor Eletrotérmico Aumentado de Hidrazina, foi desenvolvido pela companhia ERNO na Alemanha. Foi projetado para ser intercambiável com motores de hidrazina convencionais e produzir empuxos na faixa de 200 a 500 mN no modo "blow-down". Um esquema do propulsor AEHT é mostrado na Figura 1.5. A câmara de decomposição é constituída de esferas e telas de platina-ródio que são aquecidas por aquecedores externos. Os gases de decomposição são aquecidos em um tubo helicoidal resistivamente aquecido, até uma

temperatura de 1470 K. O propulsor foi construído inicialmente com diversos materiais como molibdênio estabilizado com tungstênio e zircônio, molibdênio-rênio, molibdênio-tungstênio e nitreto de boro como isolante térmico e elétrico. O consumo de energia variou de 200 a 550 W. Concluiu-se que o rênio puro era o material mais indicado para o trocador de calor (Schmitz et al, 1983; Schmidt, 1983). O objetivo central do projeto foi o de substituir os propulsores convencionais de hidrazina.

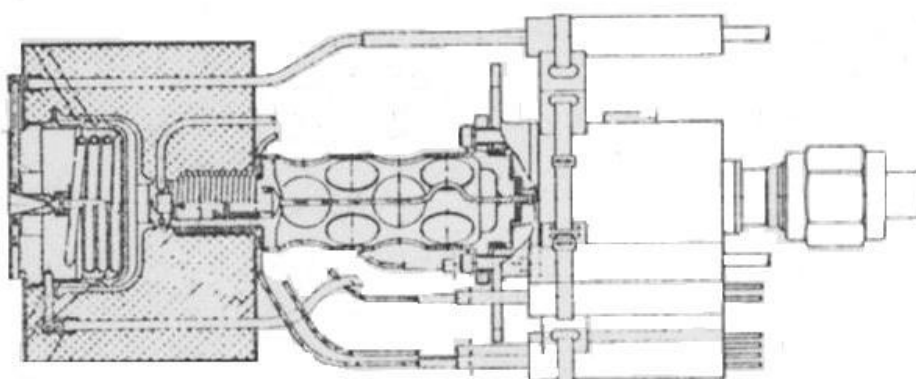


Figura 1.5 - Esquema de um propulsor AEHT.

Fonte: Shmitz et al. (1984).

#### 4.PAEHT

PAEHT, "Power Augmented Electrothermal Hydrazine Thruster" ou Propulsor Eletrotérmico de Potência Aumentada de Hidrazina, foi desenvolvido pelo departamento de espaço da RAE, Grã-Bretanha.

O projeto visava a manutenção de posição dos satélites geo-estacionários e o desenvolvimento focalizou três pontos de pesquisa: química da decomposição, gás-dinâmica do aquecedor e da tubeira e materiais refratários.

Um esquema do propulsor PAEHT obtido de (Keyte, 1977) é mostrado na Figura 1.6. A fim de evitar problemas com isolamento elétricos a altas

temperaturas projetou-se um trocador de calor tubular aquecido resistivamente pela passagem de uma corrente alternada.

Foi feita uma modelagem numérica para o escoamento através da solução de uma forma parabólica da equação de Navier-Stokes. As três equações da camada limite (quantidade de movimento, energia e continuidade) são reduzidas a duas pela transformação de Von Mises e, em seguida, são resolvidas numericamente, por um método de diferenças finitas central e implícito. O escoamento no aquecedor e na tubeira é totalmente descrito, bem como pressões e temperaturas e a variação da espessura de deslocamento na tubeira e o seu efeito no impulso específico. Admitiu-se que a composição da mistura gasosa permanece constante durante o processo de aquecimento, pois o tempo de residência de uma molécula no aquecedor é de poucas centenas de micro segundos e o tempo de dissociação da molécula é de uma ordem de grandeza acima. A dissociação do hidrogênio e do nitrogênio é desprezada (Keyte, 1977; Barber, 1977).

Os materiais analisados para o uso no aquecedor e tubeira foram tungstênio, molibdênio e rênio. Verificou-se que o tungstênio e o molibdênio apresentavam problemas de fragilização e optou-se pelo rênio, material com o qual já havia experiência de fabricação de componentes de resistojetos. O rênio, no entanto reage com oxigênio e o vapor d'água formando óxidos a 670 K. No caso, devido a alta pressão de vapor do hidrogênio, o problema foi bastante reduzido. O rênio por sua vez é extremamente difícil de usinar, pois endurece enquanto é trabalhado e, em consequência desenvolveu-se um processo de deposição química de vapor, com o qual se tornou possível fabricar peças com as dimensões e tolerâncias requeridas. Desenvolveu-se também um processo de soldagem adequado a estas peças produzidas.

A medição de temperaturas verificou ser problemática. Termopares não foram considerados confiáveis para o uso em longos períodos de operação e dispositivos sensores de radiação poderiam ser cobertos com material

evaporado do aquecedor. O controle foi feito pela variação da potência gasta e resistência do aquecedor. Foi feita uma calibração do tubo de rênio na faixa de 1870 a 2470 K, através de pirômetros óticos (Keyte, 1977).

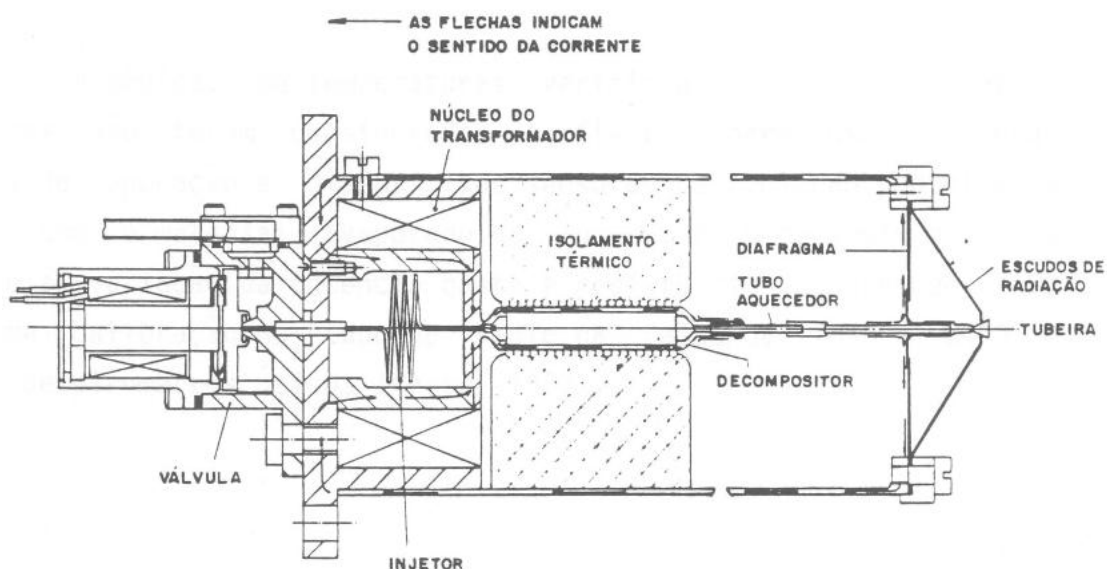


Figura 1.6 - Esquema de um conjunto PAEHT.

Fonte: Keyte. (1977).

## 5. HEAT

HEAT, "Hydrazine Electrically Augmented Thruster" ou Propulsor de Hidrazina Aumentado, foi projetado pela companhia Hughes Aircraft, E. U. A.. Foram desenvolvidos na verdade vários conceitos que, por sua vez, ainda não tiveram emprego (Schmidt, 1983). Foram testados vários materiais para o trocador de calor como a grafite que se erodiu rapidamente, em contato com os gases da decomposição da hidrazina. Foram fabricadas peças de molibdênio, TZM, nióbio e liga de nióbio  $\text{ClO}_3$  as quais foram testadas por 30 minutos a 1366 K, sujeitas aos mesmos gases. Os resultados não são conhecidos, Testou-se um elemento de aquecimento cerâmico que resistiu bem por 1200 horas a 1920 K, em uma amostra de nitrogênio-hidrogênio.

## 6. Resistojatos Multipropelentes

Os objetivos da utilização de resistojatos com capacidade multipropelente são a necessidade de um sistema propulsivo de baixo empuxo com a obtenção de um sinergismo com outros sistemas de um veículo ou estação espacial. A Figura 1.7 mostra um resistojato multipropelente fabricado pela empresa ERNO.

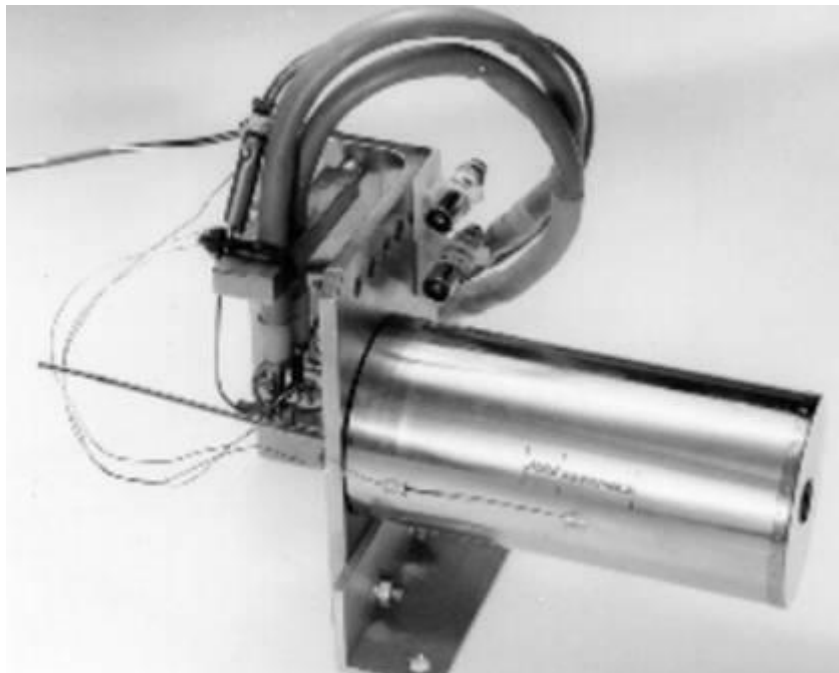


Figura 1.7 - Resistojato multipropelente fabricado pela ERNO.

Fonte: Sweeting et al. (1977).

### 1.4 Monopropelentes para Uso em Resistojatos

Os monopropelentes são substâncias que se decompõem quando aquecidas, pressurizadas ou quando passam através de um catalisador, gerando grande quantidade de gases a altas temperaturas.



As maiores vantagens dos motores monopropelentes são a simplicidade do sistema de armazenamento e de alimentação do propelente, a confiabilidade e o baixo custo, quando comparados a sistemas bipropelentes.

Monopropelentes como hidrazina, peróxido de hidrogênio e óxido nitroso têm sido empregados em sistemas eletrotérmicos. A Tabela 1.2 compara as características destes três monopropelentes. Os resultados revelam que o impulso específico do óxido nitroso é maior do que o do peróxido de hidrogênio, porém menor que o da hidrazina. Todavia o óxido nitroso não requer um sistema de pressurização.

Tabela 1.2 - Comparação das propriedades dos monopropelentes

<b>Propelente</b>	<b>Óxido Nitroso</b>	<b>Peróxido de Hidrogênio</b>	<b>Hidrazina</b>
Formula Química	$N_2O$	$H_2O_2$	$N_2H_4$
Isp [s] teórico	206	179	245
Armazenável	Sim	Sim	Sim
Densidade [ $kg/m^3$ ]	745 a 20 °C e 52 bar	1347	1004
Pressão de Vapor	50,8 bar a 20°C	0,00345 bar a 20 °C	0,0214 bar a 26,7 °C
Temperatura de armazenagem °C]	-34 a 60	-7 a 38	9 a 60
Tóxico	Não	Queima a pele	Muito tóxico
Inflamável	Não	Não	Sim

Fonte: Richardson et al. (2001).

O óxido nitroso,  $N_2O$ , é um propelente com um excelente potencial para uso em resistojetos, por sua característica de auto-pressurização e possibilidade de decomposição exotérmica. É um gás não tóxico, não corrosivo, relativamente inerte, explode quando aquecido fortemente, compatível com materiais comuns, não é inflamável, estável em condições normais. O estado físico do óxido nitroso nas CNTP é gasoso, mas em geral é armazenado no estado de saturação (52 bar a 20 °C ).

O gás se decompõe em oxigênio e nitrogênio, quando aquecido a uma temperatura de 520 °C (Daintith, 1996). Iniciada a decomposição do N<sub>2</sub>O por aquecimento ou por um catalisador, ele continua a se decompor exotermicamente de forma auto-sustentada atingindo uma temperatura de decomposição adiabática em torno de 1640 °C (Zakirov, 2004).

O óxido nitroso é armazenado na forma de um gás liquefeito e a pressão de armazenamento permanece constante enquanto houver líquido no tanque. Por outro lado, a refrigeração do tanque diminui dramaticamente a pressão como mostra a Figura 1.8. Na prática a temperatura máxima de trabalho, para um tanque que suporte 200 bar de pressão, é de 60 °C, porém, enquanto ocorre o consumo de propelente, a temperatura aumenta, como mostra a Figura 1.9. A temperatura mínima de trabalho recomendada é de -34 °C, isso permite uma condição de trabalho em uma linha com pressão de 11 bar (Zakirov et al, 2001).

A forma mais fácil de decompor o N<sub>2</sub>O em nitrogênio e oxigênio é utilizando catalisadores. Metais de transição, como Ir, Rh, Ru, Pt, Pd, Fe, Co e Ni, suportados em óxidos (Kapteijn et al, 1996) ou zeólitas (Cruz et al, 1998) têm sido descritos como catalisadores para este processo. Um dos mais ativos e termicamente estáveis foi encontrado em ródio suportado em alumina Rh/Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> (Haber et al, 2004).

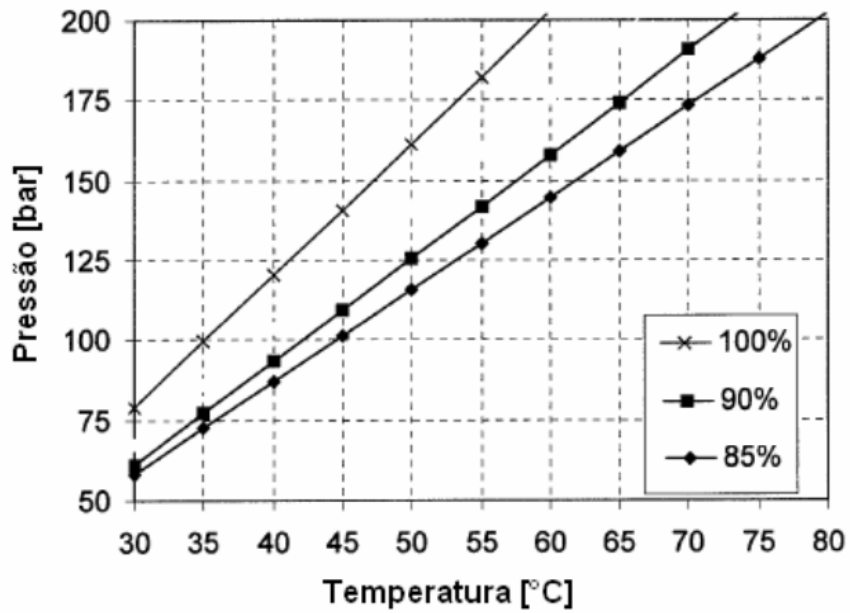


Figura 1.8 - Pressão de armazenamento do óxido nitroso em função da temperatura para uma fração de volume de líquido preenchido. Fonte: Zakirov et al. (2001).

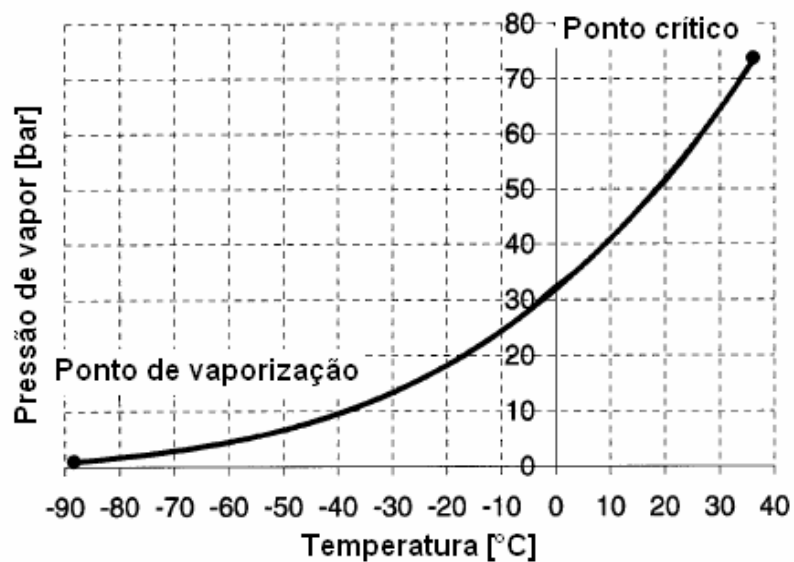
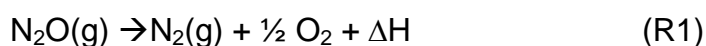


Figura 1.9 - Pressão de vapor do N<sub>2</sub>O em função da temperatura. Fonte: Zakirov et al. (2001).

Os catalisadores reduzem a barreira de energia de ativação fazendo com que a decomposição ocorra em temperaturas superiores a 200 °C (Zakirov et al, 2000).

Segundo (Lawrence, 1998) utilizando uma mistura de (350 µm) carboneto de silício (SiC) e (5 mm) de óxido de magnésio (MgO) agindo sobre os catalisadores permite que a decomposição do óxido nitroso inicie-se em 250 °C ao invés de 600 °C .

Se houver dissociação dos produtos, a decomposição do óxido nitroso resulta na formação de nitrogênio e oxigênio, conforme a reação química:



Algumas propriedades do N<sub>2</sub>O são mostradas na Tabela 1.3.

Tabela 1.3 - Propriedades do óxido nitroso (N<sub>2</sub>O).

Peso molecular	44.013 kg/mol
Ponto de ebulição	-88,5 °C
Ponto de fusão	-90,8 °C
Temperatura crítica	36,4 °C
Pressão crítica	72,45 bar
Pressão de vapor a 20 °C	52 bar
Condutividade térmica a 0 °C	14,57 mW/(m.K)
Densidade	1,22 g/ml

Fonte : [/www.aloha.airliquide.com/safety/msds/em/093A\\_AL\\_EN.pdf](http://www.aloha.airliquide.com/safety/msds/em/093A_AL_EN.pdf).

Com a utilização de um catalisador, a temperatura de decomposição torna-se menor que 520 °C (Lawrence et al, 2000). A Figura 1.10 mostra um esquema do efeito do catalisador no processo de decomposição do N<sub>2</sub>O.

Devido às características de decomposição exotérmica, o óxido nitroso pode ser usado como uma tocha ignitora para várias aplicações como um ignitor e

piloto para motores hipersônicos de ar aspirado ou funcionando como ignitor em altas altitudes para turbina a gás de aeronaves (Tyll et al, 2001).

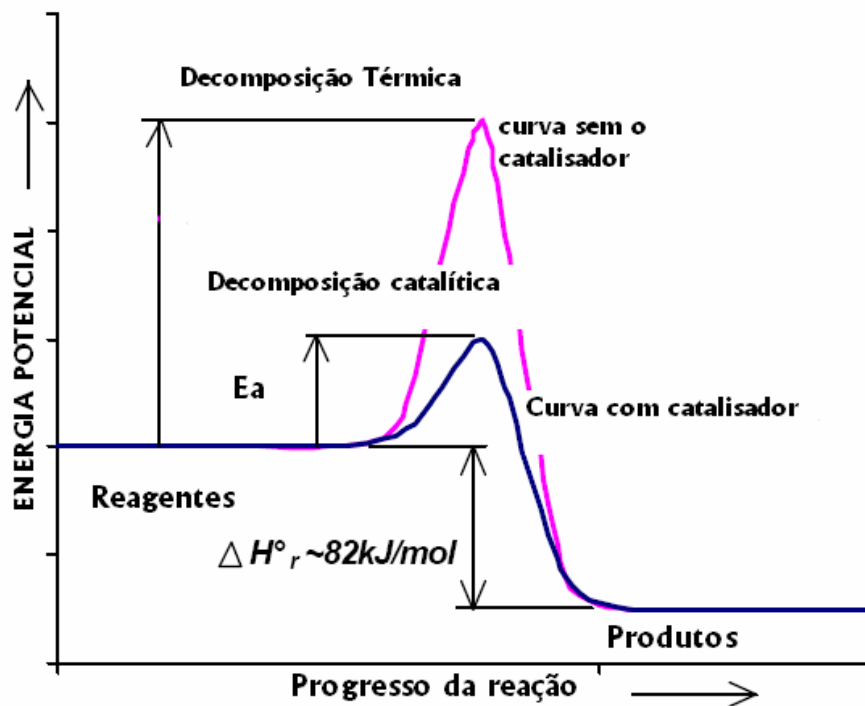


Figura 1.10 - Esquema da decomposição do N<sub>2</sub>O utilizando catalisador.

Fonte: Zakirov et al. (2000).



## 2 Análise Teórica Simplificada do Desempenho dos Propulsores Eletrotérmico Catalíticos

Neste capítulo é apresentada uma análise teórica simplificada do desempenho dos sistemas propulsivos eletrotérmicos. Inicialmente são apresentados alguns parâmetros de desempenho dos propulsores: empuxo, temperatura final dos gases na câmara, impulso específico, eficiência térmica e eficiência propulsiva. Em seguida são descritos modelos simplificados usados para prever o comportamento dos propulsores eletrotérmicos catalíticos e obter alguns parâmetros de projeto de um protótipo de propulsor.

### 2.1 Parâmetros de Desempenho de Propulsores Eletrotérmicos

O empuxo de um propulsor é a força produzida pela ejeção de gases em alta velocidade através de sua tubeira. O empuxo,  $F$ , é dado por:

$$F = \dot{m}V_e + (p_e - p_a)A_e \quad (2.1)$$

onde  $\dot{m}$  é a vazão mássica de propelente,  $p_e$  é a pressão de exaustão dos gases na tubeira,  $p_a$  é a pressão ambiente,  $A_e$  é a área de exaustão da tubeira e  $V_e$  é a velocidade de exaustão dos gases, o segundo termo do lado direito da equação 2.1 é a força resultante da diferença de pressão na saída da tubeira.

A razão de expansão da tubeira é dada por

$$\varepsilon = \frac{A_e}{A_t} = \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{-1/(\gamma-1)} \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{-1/\gamma} \left\{ \frac{\gamma+1}{\gamma-1} \left[ 1 - \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{(\gamma-1)/\gamma} \right] \right\}^{-1/2} \quad (2.2)$$

onde  $A_e$  é a área de exaustão na saída da tubeira,  $A_t$  é a área da garganta da tubeira,  $\gamma$  é a razão de calores específicos e  $P_c$  é a pressão na câmara.

Se a pressão na saída da tubeira e a pressão atmosférica forem iguais, então  $\epsilon$  é chamada de razão de expansão ótima, e diz-se que a tubeira está ajustada. Quando a razão de expansão é ótima, a equação 2.1 é simplificada para:

$$F = \dot{m}v_e \quad (2.3)$$

indicando que, neste caso, o empuxo é provocado apenas pela ejeção do jato de propelente através da tubeira.

O impulso específico,  $I_{sp}$ , pode ser definido por:

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}g_o} \cong \frac{V_e}{g_o} \quad (2.4)$$

onde  $g_o$  é a aceleração da gravidade ao nível do mar ( $= 9.81 \text{ m/s}^2$ ). O impulso específico,  $I_{sp}$ , é proporcional à velocidade de exaustão na saída da tubeira e depende da pressão na câmara, da potência fornecida ao propelente, das perdas de calor e das perdas de calor do atrito e da razão de expansão da tubeira.

A Figura 2.1 mostra um esquema do escoamento ao longo do resistojato catalítico, contendo dois volumes de controle: o volume  $CV_1$ , que inclui a câmara de aquecimento e o leito catalítico, e o volume  $CV_2$ , que inclui a tubeira.



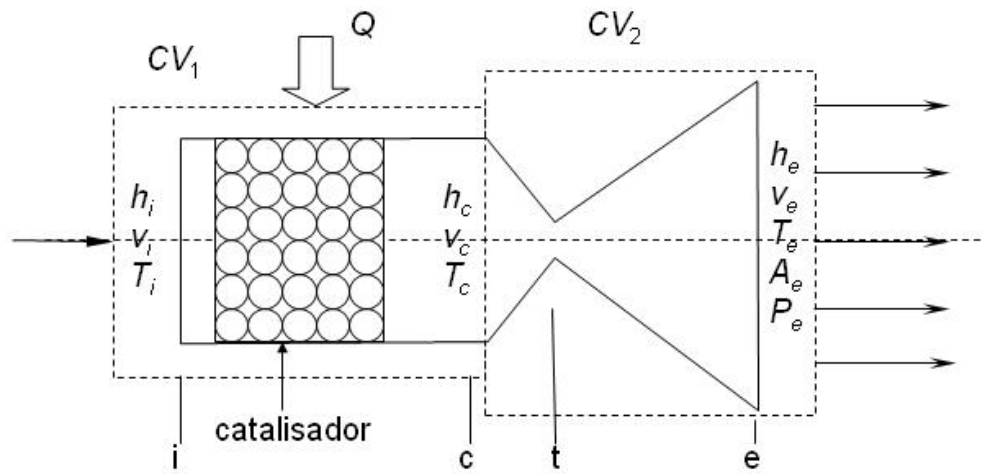


Figura 2.1- Esquema do escoamento ao longo de um resistojato catalítico.

A velocidade de exaustão dos gases aquecidos é obtida aplicando-se a primeira lei da termodinâmica para o escoamento no volume de controle  $CV_2$ , entre o final da câmara termo-catalítica e a saída da tubeira:

$$V_e = [2(h_{oc} - h_e)]^{1/2} \quad (2.5)$$

onde  $h_e$  é a entalpia do gás na saída da tubeira e  $h_{oc} = h_c + V_c^2/2$  é a entalpia de estagnação do gás na saída da câmara termo-catalítica, calculada por

$$h_{oc} = h_i + \eta P / \dot{m} \quad (2.6)$$

onde  $P$  é a potência de aquecimento fornecida,  $\eta = 1 - T_e/T_{oc}$  é a eficiência de aquecimento e  $h_i$  é a entalpia do gás na entrada da câmara de aquecimento.

A Eq. (2.4) pode ser reescrita como

$$V_e = [2c_{p,e}(T_{oc} - T_e)]^{1/2} \quad (2.7)$$

onde  $T_{oc}$  é a temperatura de estagnação do gás na saída da câmara de aquecimento e  $c_{p,e}$  é o calor específico médio do gás durante a exaustão na tubeira.

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

$$Isp = \frac{I_t}{g_o \int_0^t \dot{m} dt} = \frac{\int_0^t F dt}{g_o \int_0^t \dot{m} dt} \quad (2.8)$$

Se o empuxo  $F$  e a vazão mássica de propelente  $\dot{m}$  forem constantes, a equação 2.7 simplifica-se para

$$Isp = \frac{F}{\dot{m} g_o} \quad (2.9)$$

O impulso específico no vácuo,  $Isp_{vac}$ , se dá na condição em que a pressão ambiente  $P_a$ , é desprezível, e assim a equação 2.1 torna-se

$$F = \dot{m} v_e + P_e A_e \quad (2.10)$$

O coeficiente de empuxo é um parâmetro de performance referente ao projeto da tubeira:

$$C_F = \frac{F}{A_t P_c} = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\gamma+1/\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\gamma-1/\gamma}\right]} + \left(\frac{P_e - P_a}{P_c}\right) \frac{A_e}{A_t} \quad (2.11)$$

$C_F$  reflete a qualidade do projeto da tubeira, visto que a razão de pressões depende da razão de expansão.

A velocidade característica de exaustão é definida como

$$C^* = \frac{P_c A_t}{\dot{m}} = \frac{\sqrt{\gamma R T}}{\gamma \sqrt{\left[ \frac{2}{\gamma + 1} \right]^{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}}}} \quad (2.12)$$

$C^*$  indica a qualidade do propelente, através de  $\gamma$ ,  $R$  e  $T$ , e a qualidade do projeto da câmara, isto é, se permite uma combustão ou decomposição catalítica completa, fornecendo  $T$  ideal ou máximo.

A velocidade efetiva de exaustão é dada por:

$$C = v_e + \frac{(P_e - P_a) A_t}{\dot{m}} \quad (2.13)$$

e torna-se máxima quando  $P_e = P_a$ , ou seja, quando a tubeira está adaptada às condições ambientes.  $C$  é proporcional à velocidade de exaustão e ao impulso específico.

A potência específica é definida por:

$$P_{esp} = \frac{P}{\dot{m}} \quad (2.14)$$

A eficiência térmica é a fração da energia elétrica convertida em energia térmica que é perdida para o meio ou transferida ao propelente.

$$\eta_T = \frac{P_{ef}}{P} \quad (2.15)$$

onde  $P_{ef}$  é a potência efetiva convertida em calor.

A eficiência propulsiva elétrica é dada por:

$$\eta_T = \frac{\Delta E_{exaustão}}{P} = \frac{\frac{1}{2} \dot{m} (\Delta V_e)^2}{P} = \frac{(V_e - V_{e,f})^2}{2P_s} \quad (2.16)$$

onde  $V_e$  é a velocidade de exaustão com aquecimento e  $V_{e,f}$  é a velocidade de exaustão sem aquecimento.  $V_{e,f}$  pode ser calculada por

$$V_{e,f} = \sqrt{\frac{2\gamma RT_{c,f}}{\gamma - 1}} \quad (2.17)$$

onde  $R$  é a constante do gás e  $T_{c,f}$  é a temperatura da câmara sem aquecimento. Para o caso do óxido nítrico a 293 K, tem-se:

$$\left\{ \begin{array}{l} \gamma = 1,273 \\ R = 189 \frac{m^2}{s^2 K} \end{array} \right\} \rightarrow V_{e,f} = 691 m/s \quad (2.18)$$

Se não ocorrer aquecimento do gás a Eq. (2.16) mostra que a eficiência propulsiva elétrica é zero.

A eficiência propulsiva combinada elétrica e química é a razão entre a potência do jato de exaustão e a potência elétrica fornecida somada ao fluxo de entalpia do propelente:

$$\eta_F = \frac{\dot{m}V_e^2/2}{P + \dot{m}h_i} = \frac{V_e^2/2}{P/\dot{m} + h_i} = \frac{V_e^2/2}{h_e + V_e^2/2} = \frac{h_{oc} - h_e}{h_{oc}} = 1 - \frac{h_e}{h_{oc}} \cong 1 - \frac{T_e}{T_{oc}} \quad (2.19)$$

Verifica-se na Eq. (2.19) que se não houver transferência de calor para o gás,  $T_{oc} \cong T_e$ , e então  $\eta_F = 0$ . Se houver transferência de calor completa para o gás então  $T_{oc}$  e  $\eta_F$  atinge valores máximos. Caso houvesse transferência de uma potência muito alta, sem perdas de calor, então se atingiria  $\eta_F \cong 1$ .

A eficiência de velocidade característica é dada por

$$\eta_c = \frac{c_{exp}^*}{c_{teo}^*} = \frac{\frac{P_{c,exp} A_t}{\dot{m}_{exp}}}{\sqrt{\frac{R_{teo} T_{teo}}{\gamma_{teo}} \left( \frac{\gamma_{teo} + 1}{2} \right)^{\frac{(\gamma_{teo} + 1)}{2(\gamma_{teo} - 1)}}}} \quad (2.20)$$

onde  $c_{exp}^*$  é a velocidade característica medida na câmara termo-catalítica e  $c_{teo}^*$  é a velocidade característica calculada teoricamente. O índice *exp* refere-se às condições experimentais e o índice *teo* refere-se às condições teóricas. No caso do N<sub>2</sub>O podem-se utilizar as condições adiabáticas com decomposição completa, assumindo  $T_{teo} = 1920$  K,  $\gamma_{teo} = 1,288$  e  $R_{teo} = 189$  J/kg/K.

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

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

## 2.2. Análise Termoquímica

A seguir é apresentada uma análise termoquímica do escoamento ao longo do propulsor, para cálculo da temperatura, composição dos gases na saída da

câmara e dos parâmetros propulsivos, uma vez especificadas a razão de expansão da tubeira e a pressão na câmara de aquecimento.

Para esta análise, foram admitidas as seguintes hipóteses simplificadoras:

- 1) Escoamento isentrópico na tubeira.
- 2) Pressão constante na câmara de aquecimento.
- 3) Empuxo constante.
- 4) Não há transferência de calor pelas paredes do motor.
- 5) Vazão mássica de propelente é constante.
- 6) Efeitos do atrito e camada limite são desprezados.
- 7) O fluido de trabalho obedece à lei do gás perfeito.

São então considerados dois casos para a determinação da temperatura e composição do gás na saída da câmara de aquecimento:

- 1) O  $N_2O$  apresenta um grau de dissociação fixo na saída da câmara termo-catalítica.
- 2) O  $N_2O$  encontra-se totalmente dissociado e os produtos da decomposição estão em equilíbrio químico na saída da câmara termo-catalítica.

### **2.2.1 Primeiro Caso: Composição Pré-Fixada na Saída do Leito Catalítico**

No primeiro caso a composição dos produtos é pré-fixada e independe da temperatura final de aquecimento. Considerando uma fração  $z$  de  $N_2O$  dissociada, tem-se:



Neste caso o calor total recebido pelos produtos é  $z\Delta H + Q$  por mol de  $N_2O$  entrando no sistema, onde  $Q$  é o calor externo adicionado por mol de  $N_2O$ . O calor fornecido é relacionado à potência por  $Q = 44 P/\dot{m}$ , onde 44 kg/kg-mol é a massa molar do  $N_2O$ .

Desprezando-se a variação da energia cinética do gás (admitindo números de Mach baixos na câmara), a temperatura de estagnação final após aquecimento é dada, aproximadamente, por:

$$T_{oc} \cong T_c \cong T_i + \frac{z\dot{m}(\Delta H/44) + \eta P}{\dot{m}c_p} \quad (2.21)$$

onde  $T_i$  é a temperatura de entrada e  $c_p$  é o calor específico da mistura gasosa, calculado a partir de

$$c_p = \bar{c}_p / M_{mist} \quad (2.22)$$

$$\bar{c}_p = X_{N_2O} \bar{c}_{p,N_2O} + X_{N_2} \bar{c}_{p,N_2} + X_{O_2} \bar{c}_{p,O_2} \quad (2.23)$$

$$M_{mist} = X_{N_2O} M_{N_2O} + X_{N_2} M_{N_2} + X_{O_2} M_{O_2} \quad (2.24)$$

$$X_{N_2O} = (1-z)/(1+(z/2)), \quad X_{N_2} = z/(1+(z/2)), \quad X_{O_2} = (z/2)/(1+(z/2)) \quad (2.25)$$

onde  $\bar{c}_{p,k}$  é o calor específico molar da espécie  $k = N_2O, N_2$  ou  $O_2$ , calculado na temperatura média  $T_m = (T_i + T_c)/2$ .

O seguinte processo iterativo é usado para calcular  $T_c$ : a) toma-se um valor inicial de  $T_c$ , b) calcula-se  $c_p$  pelas Eqs. (2.22 – 2.25) e c) recalcula-se  $T_c$  pela Eq. (2.21). Se a diferença entre o novo valor e o valor anterior de  $T_c$  for maior que 1 K, continua-se o processo iterativo.

Se não houver dissociação nenhuma do propelente,  $z = 0$ , e a Eq. (2.21) simplifica-se para

$$T_{oc} \cong T_c \cong T_i + \frac{\eta P}{\dot{m}c_p} \quad (2.26)$$

onde  $c_p = \bar{c}_{p,N_2O}(T_m)$ .

Um escoamento em um duto de área constante com aquecimento pode apresentar entupimento se o aquecimento for excessivo. Isto ocorre quando o número de Mach na saída da câmara for igual a 1. Desconsiderando a presença do leito catalítico, o número de Mach na saída da câmara de aquecimento (Oates, 1984) pode ser calculado por:

$$M_c^2 = \frac{2f}{1 - 2\gamma f + (1 - 2(\gamma + 1)f)^{1/2}} \quad (2.27)$$

onde  $f = M_i^2 \frac{1 + [(\gamma - 1)/2] M_i^2}{(1 + \gamma M_i^2)^2} \left( 1 + \frac{P}{\dot{m}c_{p,m}T_i} \right)$  e  $M_i$  é o número de Mach na

entrada da câmara de aquecimento.

Portanto, conhecidas as condições de injeção na câmara pode-se determinar qual o valor de  $P$  máximo, isto é, aquele que faz  $M_c = 1$ .

### 2.2.2 Segundo Caso: Equilíbrio Químico na Saída da Câmara

Neste caso considera-se que haja dissociação total do propelente e tempo suficiente para o equilíbrio químico ser atingido após a dissociação no leito catalítico e após o processo de aquecimento elétrico. Admite-se que o catalisador decomponha completamente o  $N_2O$  antes da adição de energia elétrica.

São utilizadas as leis de conservação de massa e energia e a minimização da energia livre de Gibbs para determinar a composição e a temperatura final dos produtos da decomposição.



Para simular este caso empregou-se o programa de equilíbrio químico NASA CEA 2004, considerando diversos produtos de decomposição:  $N_2O$ ,  $N_2$ ,  $O_2$ ,  $O$ ,  $N$ ,  $NO$ ,  $NO_2$  e outros. Para simular a adição de certa quantidade de energia por mol de  $N_2O$ , adotou-se o artifício de aumentar a energia de formação do propelente  $N_2O$  na entrada no programa CEA 2004.

Os resultados teóricos obtidos para os dois casos são apresentados a seguir.

### 2.3 Resultados teóricos

Os parâmetros de desempenho teóricos de um propulsor resistojato empregando óxido nítrico como propelente foram determinados por meio de um programa escrito em linguagem Matlab para o primeiro caso, admitindo composição prefixada, e pelo programa CEA 2004 da NASA para o segundo caso, admitindo equilíbrio químico.

Foram obtidas as curvas do impulso específico,  $I_{sp}$ , da temperatura final na câmara de aquecimento,  $T_c$ , e do empuxo,  $F$ , versus a potência elétrica fornecida. Foi adotada uma pressão na câmara de aquecimento  $P_c = 5$  atm, temperatura de entrada dos propelentes  $T_i = 300$  K e foram desprezadas as perdas de calor, isto é, tomou-se  $\eta_F = 1$ .

As Figuras 2.2, 2.3 e 2.4 mostram, respectivamente, o impulso específico, a temperatura e o empuxo versus potência elétrica fornecida, para o caso de um escoamento com aquecimento sem nenhuma dissociação do  $N_2O$ , para diversas vazões mássicas do propelente.

Pode-se notar nas Figuras 2.2, 2.3 e 2.4 que o aumento da potência fornecida ao escoamento produz um aumento do impulso específico, da temperatura de aquecimento e do empuxo. Com 1000 W de potência e uma vazão mássica de 0.2 g/s, o impulso específico fica em cerca de 330 s, a temperatura de

aquecimento alcança 3800 K e o empuxo atinge 1,2 N, apresentando um ótimo desempenho com relação a outros propulsores. Foi verificado que o número de Mach no fim da câmara de aquecimento era sempre menor que 1. O empuxo diminui com a redução da vazão mássica.

As Figuras 2.5, 2.6 e 2.7 mostram, respectivamente, o efeito da dissociação do óxido nitroso, referente ao primeiro caso, sobre o impulso específico, a temperatura após aquecimento e o empuxo, variando-se a potência de aquecimento para uma vazão mássica de 0,25 g/s simulando a vazão nas condições de projeto e uma temperatura de exaustão  $T_e = 300$  K.

Pode-se observar nas figuras 2.5, 2.6 e 2.7 que o aumento do grau de dissociação implica em aumentos do impulso específico, da temperatura após aquecimento e do empuxo, resultantes da liberação de energia durante a dissociação de parcelas do escoamento de óxido nitroso. Com 1000 W e dissociação total, isto é,  $z = 1$ , o impulso específico alcança cerca de 400 s, a temperatura após aquecimento é próxima a 6000 K, e o empuxo atinge cerca de 0,8 N. Neste caso, a temperatura está muito acima dos valores toleráveis pelos materiais das câmaras. Note-se também que não foram consideradas as perdas de calor que poderiam reduzir significativamente as temperaturas atingidas.

As Figuras 2.8, 2.9 e 2.10 mostram, respectivamente, o impulso específico, a temperatura após aquecimento e o empuxo, considerando escoamentos na câmara com equilíbrio químico, para diversas vazões mássicas. Neste caso consideraram-se tubeiras adaptadas, com razão de expansão igual a 4, para realização de testes em bancada, a cerca de 600 m de altitude, e também tubeiras adaptadas, 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 permanecia igual à composição no fim da câmara de aquecimento.

O mesmo comportamento dos casos anteriores é observado, ou seja, um aumento da potência causa aumentos nos impulsos específicos, temperaturas e empuxos. Os valores de impulso específico são maiores que nos casos anteriores, visto que neste caso que o catalisador e o processo de aquecimento permitem decompor o  $N_2O$ , independentemente do calor fornecido ao escoamento.

A Figura 2.9 mostra a temperatura após aquecimento versus potência elétrica fornecida, admitindo processo com equilíbrio químico na câmara e escoamento congelado na tubeira (adaptada), para diversas vazões mássicas do propelente, com  $P_c = 5$  bar. Pode-se observar que as temperaturas não mudam com o aumento da razão da expansão porque é considerado que a composição química ao longo da tubeira seja igual ao final da câmara de aquecimento.

Resistojetos com tubeiras tendo razão de expansão 50 apresentam impulsos específicos maiores, temperaturas menores e empuxos maiores que os resistojetos com tubeiras tendo razão de expansão 4.

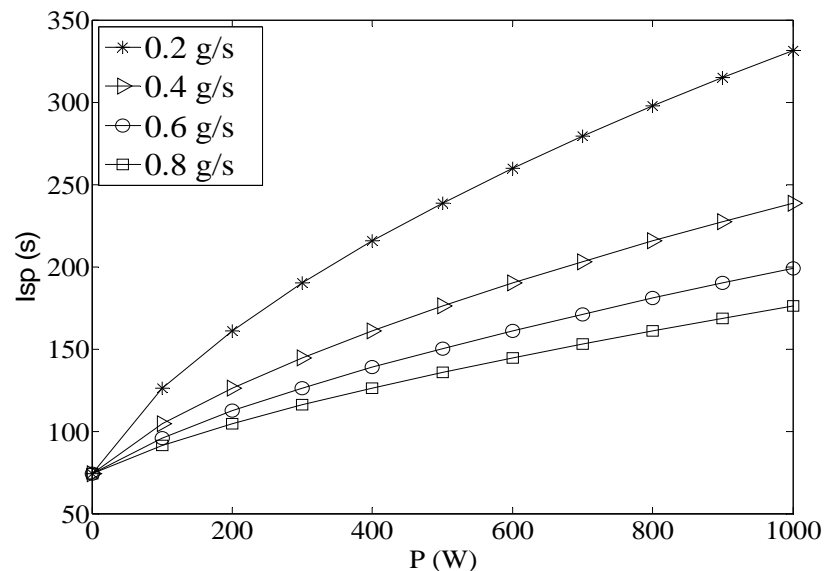


Figura 2.2 - Impulso específico versus potência elétrica fornecida para o caso sem dissociação do  $N_2O$ ,  $z = 0$ , para diversas vazões mássicas do propelente.

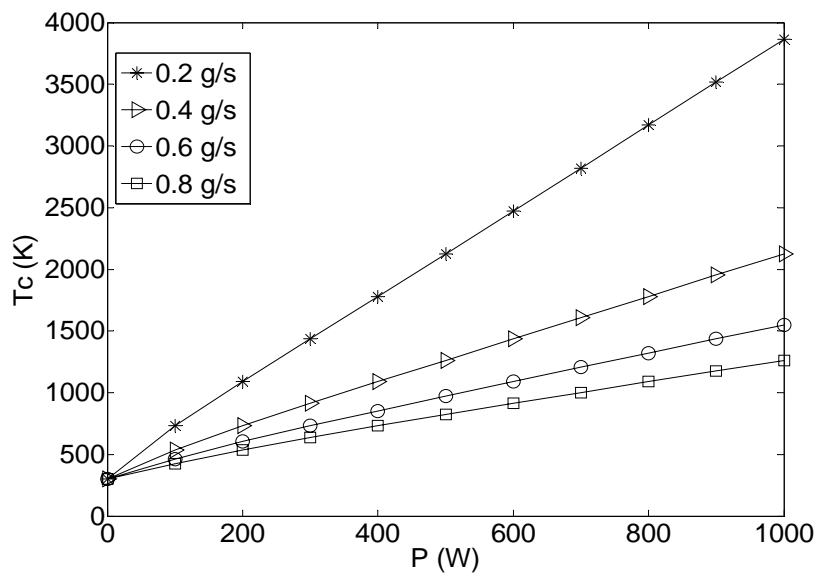


Figura 2.3 - Temperatura após aquecimento versus potência elétrica fornecida para o caso sem dissociação do  $N_2O$ ,  $z = 0$ , para diversas vazões mássicas do propelente.

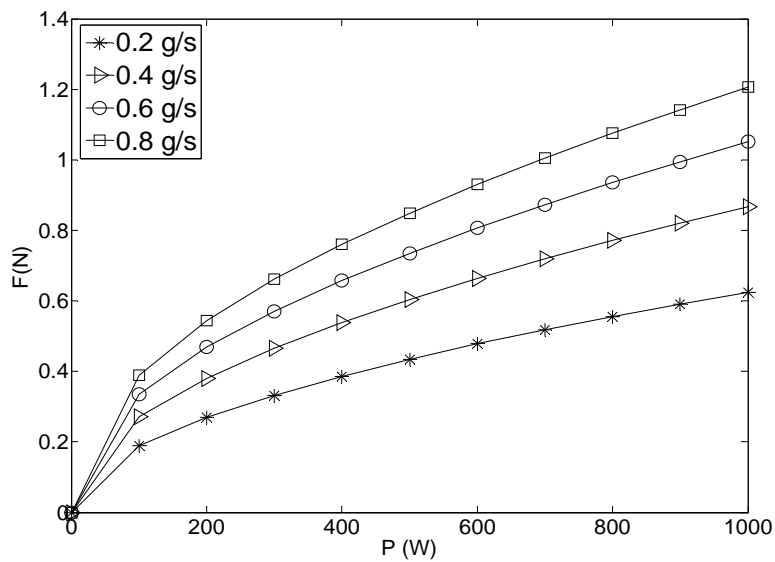


Figura 2.4 - Empuxo versus potência elétrica fornecida para o caso sem dissociação do  $N_2O$ ,  $z = 0$ , para diversas vazões mássicas do propelente.

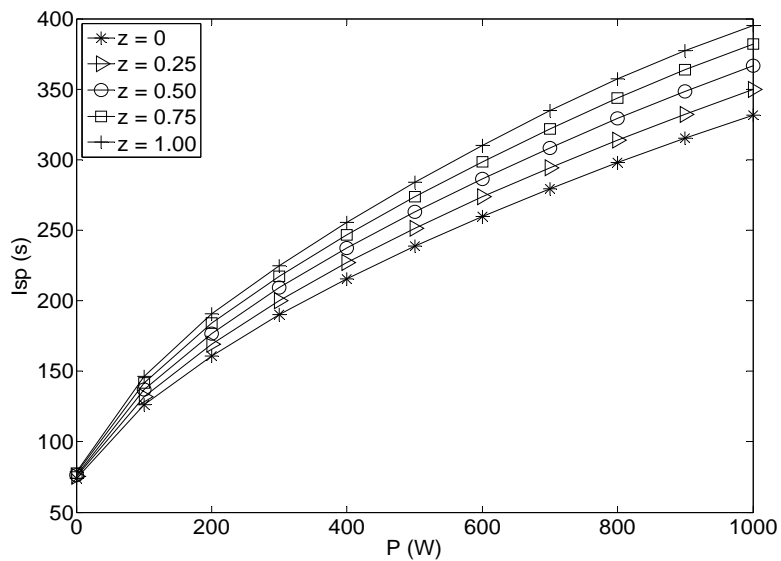


Figura 2.5 - Efeito do grau de dissociação do  $N_2O$  sobre o impulso específico para várias potências elétricas, com uma vazão mássica 0,25 g/s.

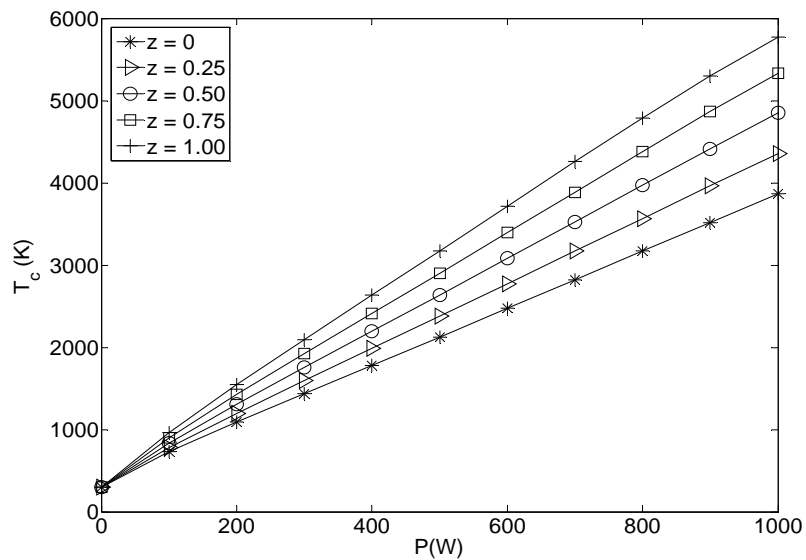


Figura 2.6 - Efeito do grau de dissociação do  $N_2O$  sobre a temperatura de aquecimento para várias potências elétricas, com uma vazão mássica 0,25 g/s.

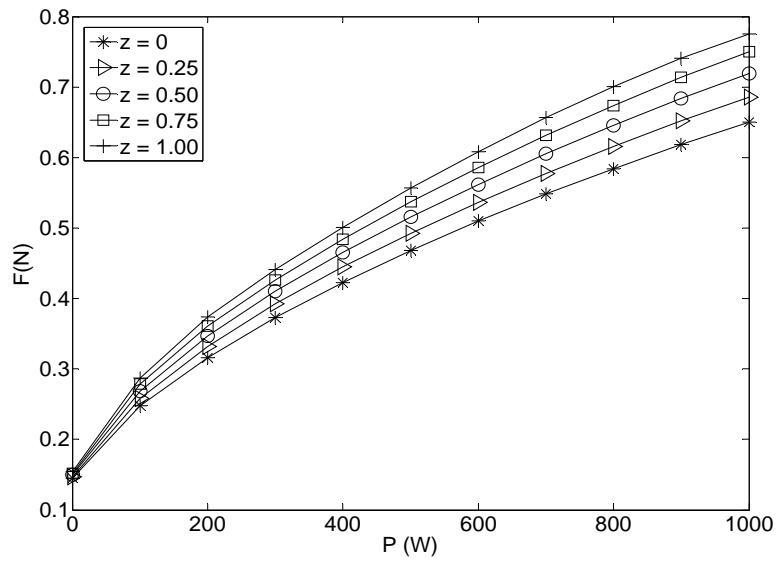
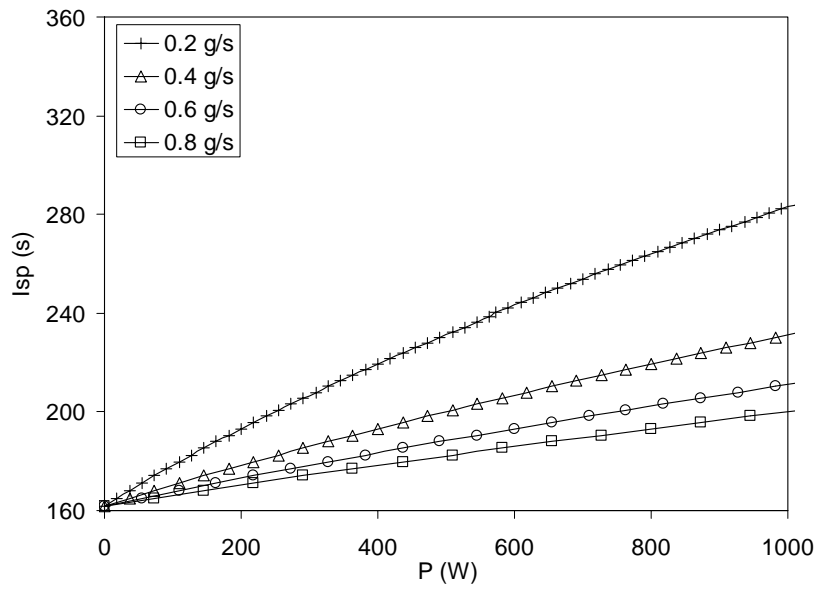
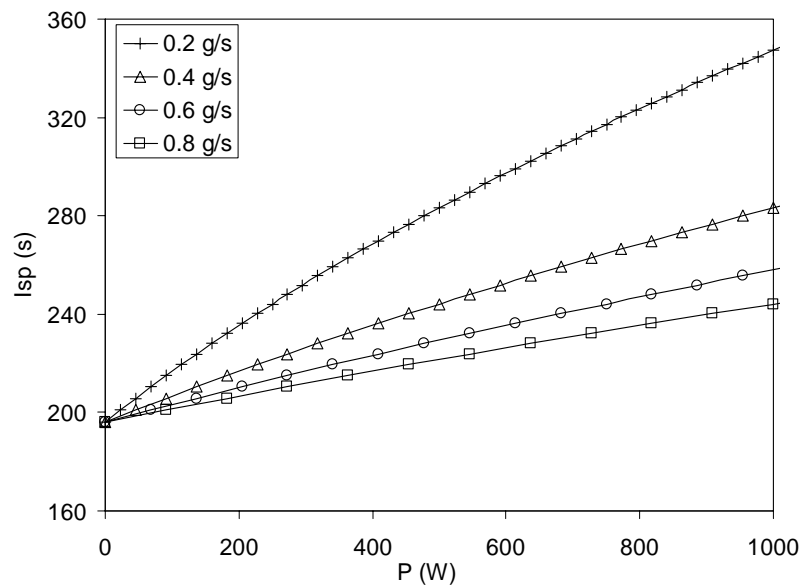


Figura 2.7 - Efeito do grau de dissociação do  $N_2O$  sobre o empuxo para várias potências elétricas, com uma vazão mássica 0,25 g/s.

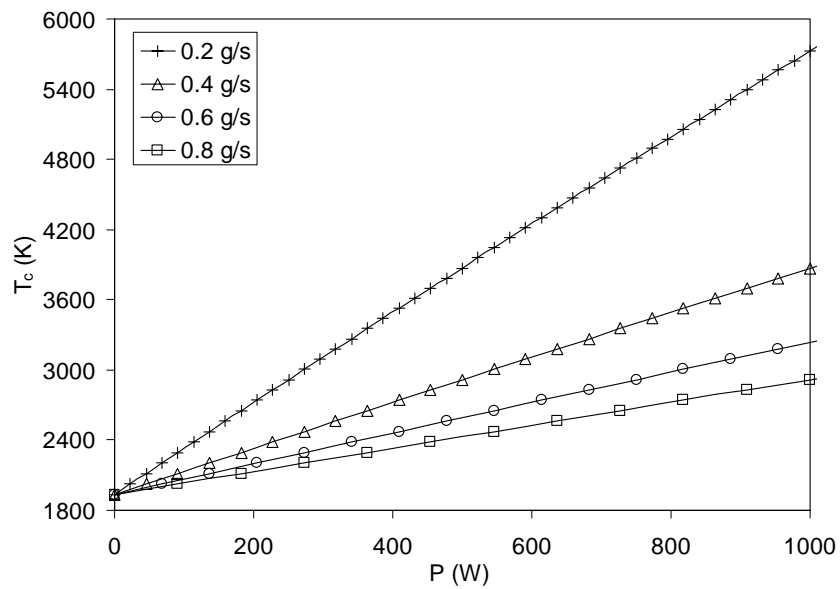


a)  $\epsilon = 4$

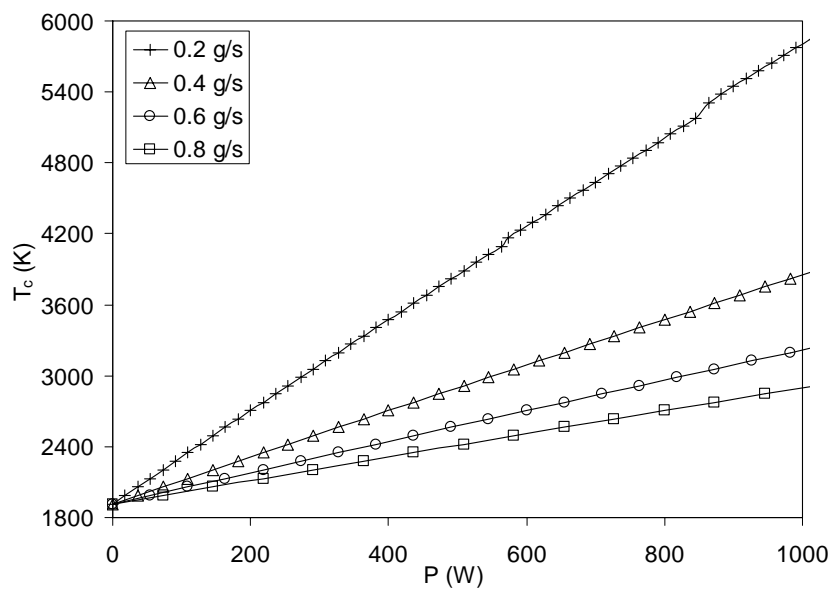


b)  $\epsilon = 50$

Figura 2.8 - Impulso específico versus potência elétrica fornecida, admitindo processo com equilíbrio químico na câmara e escoamento congelado na tubeira (adaptada), para diversas vazões mássicas do propelente, com  $P_c = 5$  bar.



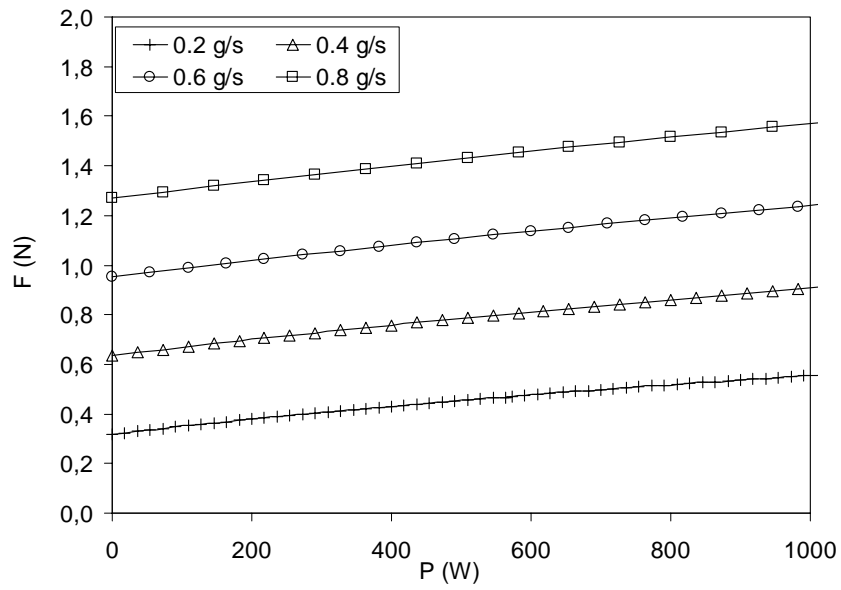
a)  $\epsilon = 4$



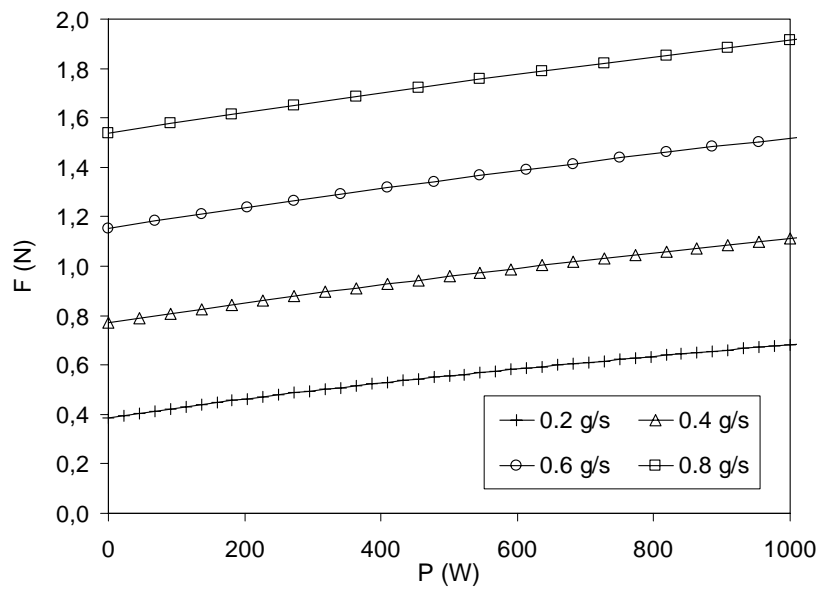
b)  $\epsilon = 50$

Figura 2.9 - Temperatura após aquecimento versus potência elétrica fornecida, admitindo processo com equilíbrio químico na câmara e escoamento congelado na tubeira (adaptada), para diversas vazões mássicas do propelente, com  $P_c = 5$  bar.





a)  $\epsilon = 4$



b)  $\epsilon = 50$

Figura 2.10 - Empuxo versus potência elétrica fornecida, admitindo processo com equilíbrio químico na câmara e escoamento congelado na tubeira (adaptada), para diversas vazões mássicas do propelente, com  $P_c = 5$  bar.



### **3 Desenvolvimento Experimental**

Neste capítulo é feita a descrição do protótipo do propulsor eletrotérmico catalítico construído e da bancada para testes do propulsor. Os projetos foram feitos com ajuda do software de engenharia mecânica Solidworks 2007, o que permitiu uma análise mais fácil da montagem dos diversos sistemas do propulsor e da bancada, e simplificou o estudo de interferências e de eventuais alterações e redimensionamentos.

#### **3.1 Projeto do Protótipo do Propulsor Eletrotérmico Catalítico**

Para definir o projeto do propulsor eletrotérmico catalítico foram analisadas diversas configurações de resistojetos na literatura, como as mostradas no Capítulo 1. Foram então consideradas as configurações com menor perda de calor e a disponibilidade de resistências elétricas no mercado nacional. Em decorrência, escolheu-se um resistojato com aquecedor central, contendo um cartucho de alta potência colocado ao longo do eixo da câmara de aquecimento, um sistema injetor simples tangencial, uma pré-câmara de aquecimento, um leito catalítico circundando o aquecedor, uma pós-câmara de aquecimento, camadas de isolamento térmico ao redor da câmara de aquecimento e uma tubeira.

Considerando as condições de teste, os níveis de empuxo e a potência disponível em um satélite de porte médio e tendo em conta os resultados teóricos obtidos no Capítulo 2, foram adotados os valores de referência mostrados na Tabela 3.1 para o projeto inicial do protótipo do propulsor de resistojato catalítico. Verificou-se, mediante simulações com o programa NASA CEA-2004, que o coeficiente de empuxo era pouco sensível a variações de pressão.

A altitude dos testes foi de cerca de 600 m, resultando em uma pressão atmosférica  $P_a = 0,94$  atm. Consequentemente, para uma pressão na câmara

de aquecimento  $P_c = 5 \text{ atm}$ , a tubeira fica adaptada (pressão de saída da tubeira  $P_e = P_a$ ), aproximadamente, para uma razão de expansão  $\varepsilon = 4$ .

Com os dados da Tabela 3.1, calculou-se a área da garganta da tubeira:

$$A_t = \frac{F}{C_F P_C} = \frac{0,5}{1,44 \times 5 \cdot 10^5} = 0,694 \text{ mm}^2 \quad (3.1)$$

dando o diâmetro da garganta da tubeira:

$$D_t = \sqrt{\frac{4A_t}{\pi}} \cong 0,94 \text{ mm} \quad (3.2)$$

A área de saída da tubeira ficou:

$$A_e = \varepsilon A_t = 4 \times 0,694 = 2,777 \text{ mm}^2 \quad (3.3)$$

com o diâmetro de saída da tubeira:

$$D_e = \sqrt{\frac{4A_e}{\pi}} \cong 1,88 \text{ mm} \quad (3.4)$$

Tabela 3.1 - Valores de referência para o projeto inicial do protótipo de resistojo catalítico.

<i>Potência máxima (W)</i>	500
<i>Empuxo máximo (N)</i>	0,5
<i>Razão de expansão da tubeira, <math>\varepsilon</math> (-)</i>	4
<i>Diâmetro da garganta da tubeira (mm)</i>	0,94
<i>Coeficiente de empuxo (-)</i>	1,44
<i>Pressão na câmara (atm)</i>	5
<i>Impulso específico máximo (s)</i>	200
<i>Vazão mássica (g/s)</i>	0,25

### 3.1.1 Protótipo do Propulsor Eletrotérmico

Uma vista em corte do projeto inicial do protótipo do propulsor eletrotérmico sem o isolamento térmico é mostrada na Figura 3.1. O propulsor foi fabricado em aço inox 316 e é constituído de três seções principais. A primeira seção é a pré-câmara onde ocorre a injeção tangencial do propelente. O propelente injetado resfria a parte inicial da resistência em cartucho que atravessa a pré-câmara. A segunda seção corresponde ao leito catalítico circundando a resistência, sendo delimitada pelas telas de retenção do catalisador. Os gases injetados tangencialmente são aquecidos pela resistência e pelo leito catalítico também pré-aquecido. Os gases podem ser decompostos térmica ou cataliticamente. A terceira seção inclui a pós-câmara de aquecimento e a tubeira, sendo delimitada por tubos cilíndricos de diferentes comprimentos usados para variar o comprimento do leito catalítico. A tubeira converte a energia térmica dos gases em energia cinética de exaustão.

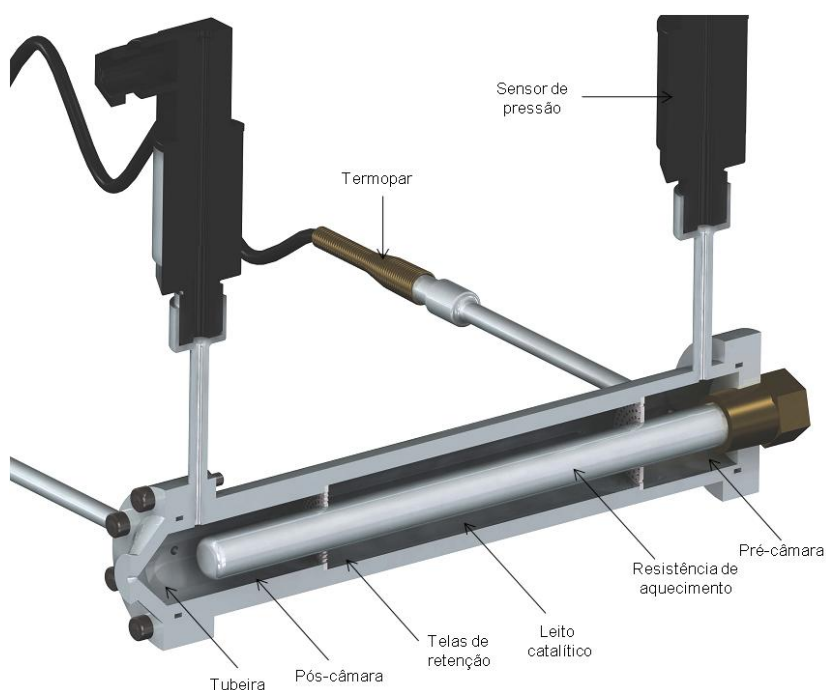


Figura 3.1 - Vista em corte do projeto inicial do protótipo do propulsor eletrotérmico catalítico.

Os projetos de cada componente do protótipo são mostrados no Apêndice A.

A seguir são apresentadas descrições dos sistemas do propulsor e da bancada.

### 3.1.2 Projeto do Sistema de Aquecimento

Uma resistência elétrica do tipo cartucho, compacta e de alta potência, com 10 mm de diâmetro e 130 mm de comprimento, foi adquirida da empresa Wattcron. O cartucho é constituído de um filamento de níquel-cromo isolado com óxido de magnésio, revestido em aço inox 304, pode suportar uma temperatura máxima de 700 °C e fornece uma potência máxima de 500 W.

O cartucho possui um termopar do tipo K (operando na faixa de -200 a 1200 °C) para controle interno da temperatura, visando evitar a queima do filamento. A base do cartucho apresenta uma rosca cônica NPT, para evitar vazamentos dos gases aquecidos, e um sextavado para aperto.

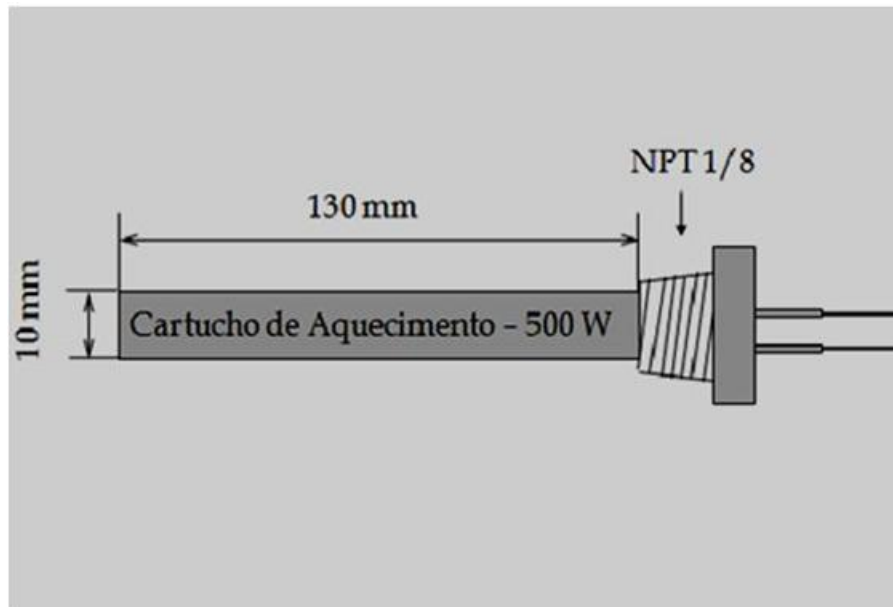
A área superficial do aquecedor é:

$$A_s = 2\pi RL = 2\pi \times 5 \times 130 = 4084,07 \text{ mm}^2 = 40,84 \text{ cm}^2 \quad (3.5)$$

A densidade de potência é:

$$\frac{P}{A_s} = \frac{500}{40,84} = 12,24 \text{ W/cm}^2 \quad (3.6)$$

A densidade de potência deve ser inferior a 15 W/cm<sup>2</sup>, conforme estabelecido pelo fabricante da resistência. A Figura 3.2 mostra o projeto e uma foto do cartucho fornecido pela empresa Wattcron.



a) Resistência projetada.



b) Resistência elétrica.

Figura 3.2 - Projeto e foto do cartucho aquecedor utilizado.

A Figura 3.3 mostra duas câmaras utilizadas nesta pesquisa. Nos testes iniciais com a primeira câmara, não se obtinha o entupimento da tubeira e não se

atingia a pressão prevista na câmara, devido à baixa vazão na alimentação. Construiu-se então uma segunda câmara para estudar modificações na injeção a fim de serem obtidas as condições de operação desejadas. Uma vez identificado o diâmetro de injeção adequado foi então feita a mesma alteração na primeira câmara.

No lado esquerdo da Figura 3.3 é exibida a primeira câmara com dois suportes para sensores de pressão, junto com a barreira térmica e os tubos para fixação do leito catalítico. No lado direito é exibida a segunda câmara com apenas um sensor de pressão, tubeira, flange e um sistema de injeção.

Para vedar os flanges foram utilizados anéis de alumínio e silicone. Para vedação dos sensores de pressão no propulsor foram utilizados “o-rings” de viton.

Os flanges largos nas extremidades servem para a fixação do propulsor na balança de empuxo e para soldagem dos suportes dos sensores de pressão e dos termopares. “Para os sensores de pressão foi feito um furo simples e soldado um tubo de ¼”. Para o sensor de temperatura foi usinada uma rosca cônica NPT de 1/8” para encaixar o bucim do termopar. O uso de suportes reduz a transferência de calor para os sensores de pressão.





a) Câmara termo-catalítica principal.



b) Câmara termo-catalítica adaptada.

Figura 3.3 - Fotos das câmaras fabricadas.

### 3.1.3 Leito Catalítico

O leito catalítico é constituído de grãos de catalisadores distribuídos ao redor do aquecedor central e retidos por duas telas. O comprimento do leito é modificado pela substituição de tubos cilíndricos de comprimento variável. Esses tubos são mostrados na Figura 3.4 e, em mais detalhe, no Apêndice A.

Foram fabricados diferentes tubos para fornecer leitos catalíticos com comprimentos de 10, 20, 40, 50 e 75 % do volume do leito da câmara termo-catalítica do propulsor, conforme mostrado na Figura 3.4. O catalisador também melhora a eficiência térmica, pois aumenta a área quente em contato com o gás e reduz a velocidade do escoamento.

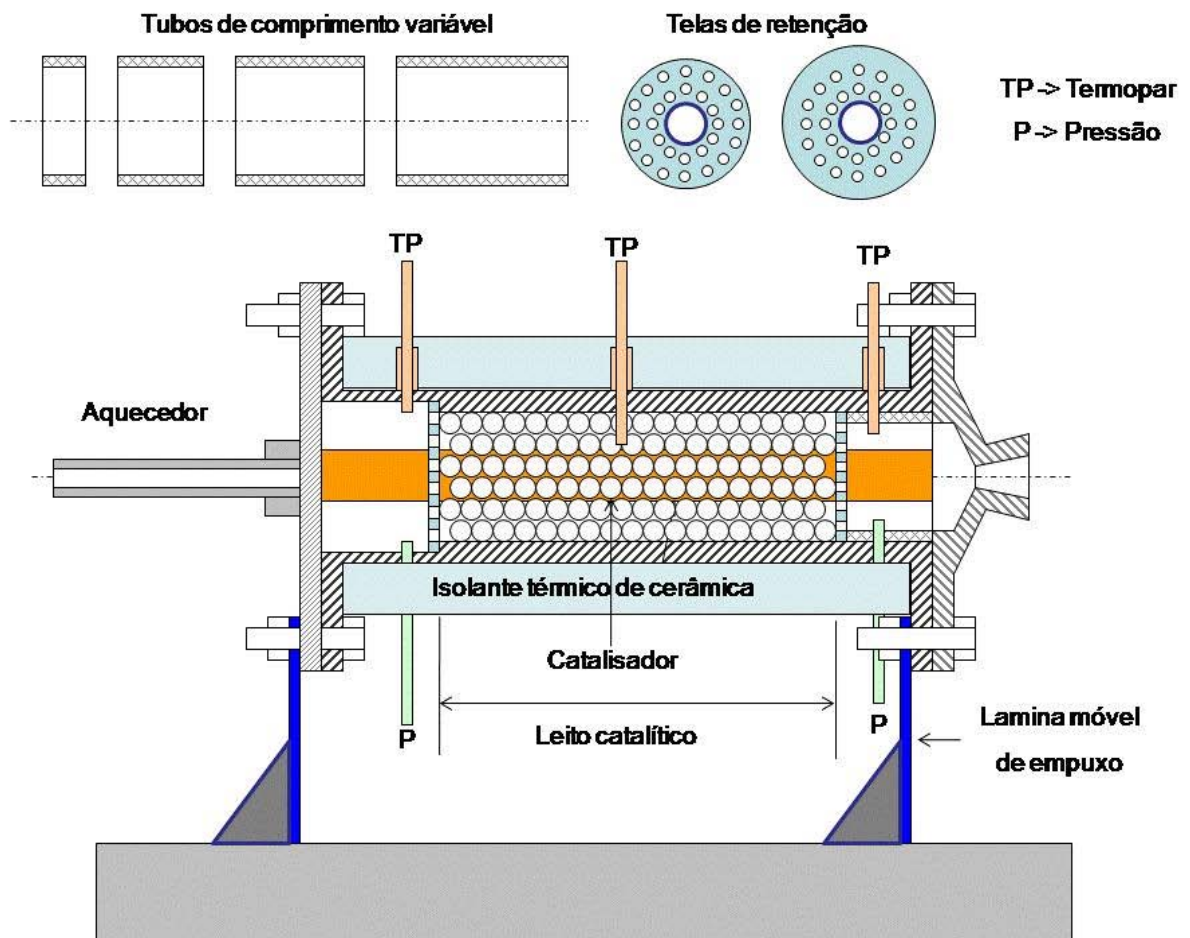


Figura 3.4 - Esquema do propulsor mostrando o leito catalítico e suporte.

Há dois ressaltos no interior da câmara termo-catalítica que servem para fixar as telas de retenção do catalisador. Tubos feitos em aço inox foram soldados e colocados no interior da câmara, preenchidos com alumina ou com catalisadores. A princípio, o uso da alumina pura ( $\text{Al}_2\text{O}_3$ ) na câmara termo-catalítica não tem efeito na decomposição do propelente, apenas aumenta a eficiência térmica do propulsor. De acordo com (Lawrence et al, 2000) a decomposição do óxido nitroso começa em torno de 520 °C sem o uso de catalisadores.

A forma mais eficiente para decompor o óxido nitroso em baixas temperaturas é através da ação de catalisadores. Portanto foi utilizado um catalisador de  $\text{Ru}/\text{Al}_2\text{O}_3$  desenvolvido no laboratório químico do LCP/INPE para realizar a decomposição do óxido nitroso. Como não havia uma quantidade suficiente para preencher todo o leito catalítico, utilizou-se alumina pura antes do catalisador para aquecer o propelente  $\text{N}_2\text{O}$  e facilitar a sua decomposição. A Figura 3.5 mostra fotos dos grãos de catalisadores de  $\text{Ru}/\text{Al}_2\text{O}_3$  e dos grãos de alumina pura utilizados.



b)  $\text{Al}_2\text{O}_3$



b)  $\text{Ru}/\text{Al}_2\text{O}_3$

Figura 3.5 - Fotos dos grãos de alumina pura e do catalisador de  $\text{Ru}/\text{Al}_2\text{O}_3$ .

### 3.1.4 Barreira Térmica

A barreira térmica, mostrada na Figura 3.6, serve como suporte e para reduzir a transferência de calor para a célula de carga utilizada para medida do empuxo.

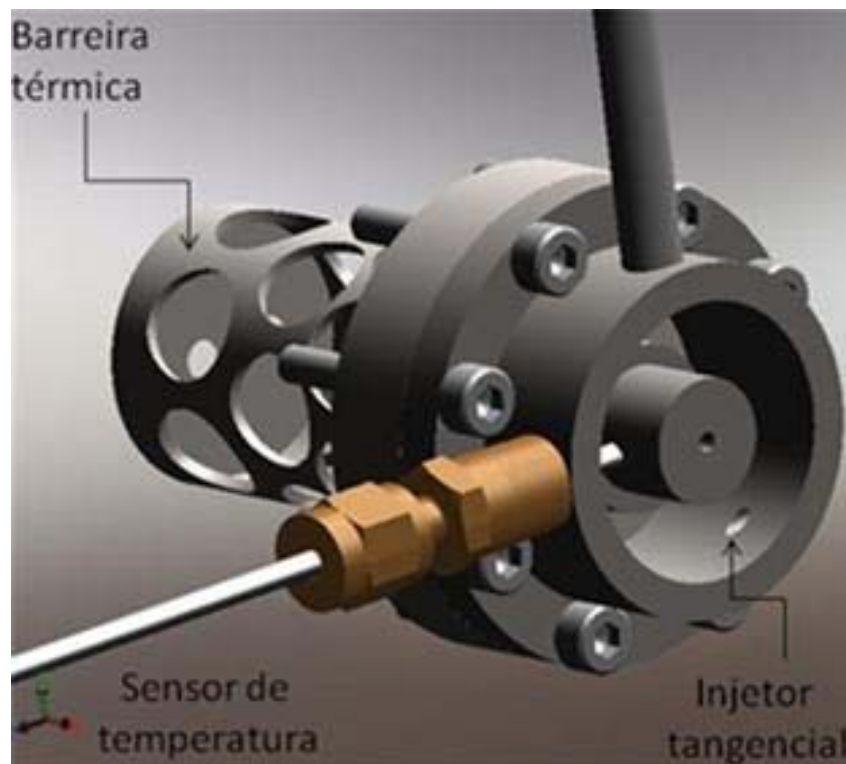


Figura 3.6 - Barreira térmica do propulsor.

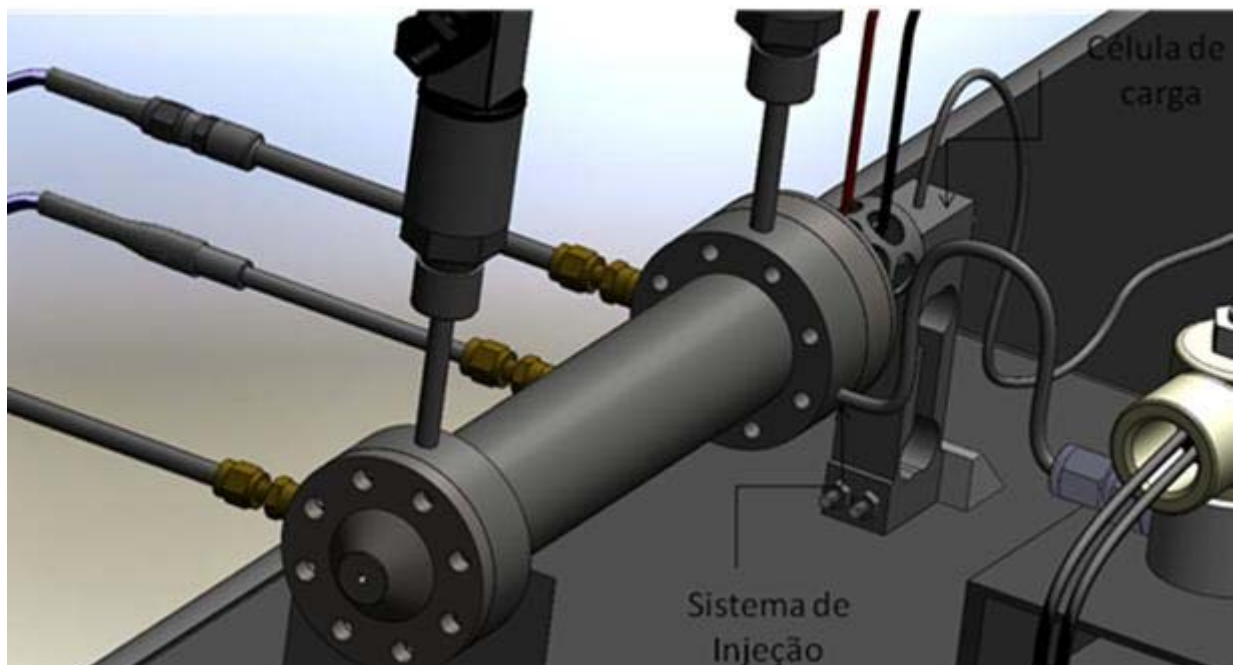
### 3.1.5 Sistema de Injeção

Foi construído um sistema de injeção em que o gás propelente entra tangencialmente na pré-câmara de aquecimento, circulando ao redor da resistência elétrica e, conseqüentemente, aumentando o tempo de contato para aquecimento.

A Figura 3.7a mostra um corte transversal da pré-câmara de aquecimento, com o injetor tangencial. Pode-se observar a barreira térmica, um termopar e o suporte para o sensor de pressão na parte superior. A Figura 3.7b mostra o tubo por onde é injetado o propelente.



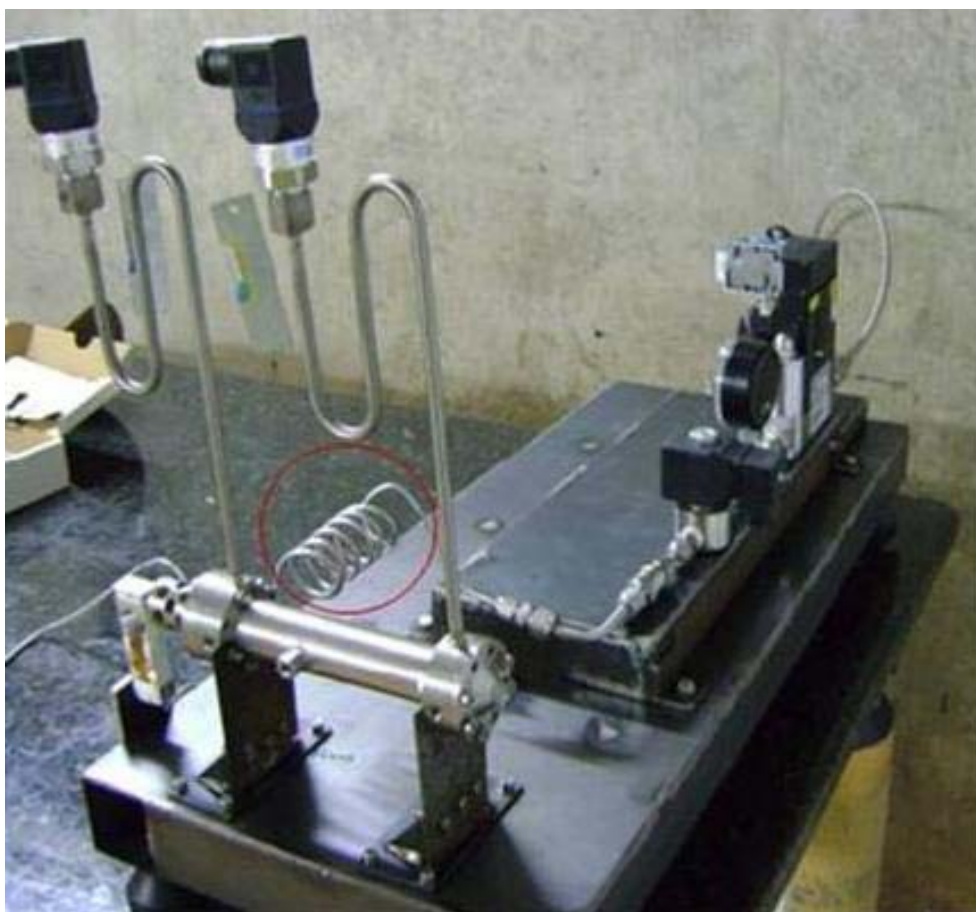
a) Corte transversal do propulsor.



b) Sistema de injeção.

Figura 3.7 - Vista do injetor e da barreira térmica.

O projeto inicial da injeção consistia em um furo tangencial de diâmetro 1,57 mm, porém com esta medida não ocorria o entupimento da tubeira e não se alcançava a pressão prevista de 5 bar na câmara termo-catalítica. Utilizando-se uma segunda câmara para testes de modificações, verificou-se que um furo de injeção de diâmetro 3,16 mm permitia o enchimento rápido da câmara e o entupimento da tubeira. Em vista disso foi feita também a alteração na primeira câmara. A Figura 3.8 mostra o protótipo montado antes e depois de sofrer a alteração no sistema de injeção. Notar que o tubo de alimentação da primeira câmara foi também substituído por outro tubo com uma mangueira flexível acoplada para reduzir interferências na medida de empuxo.



a) Vista do sistema de injeção inicial.

Figura 3.8- Fotos do protótipo montado na balança de empuxo antes e depois das alterações na injeção.



b) Vista da adaptação no sistema de injeção.

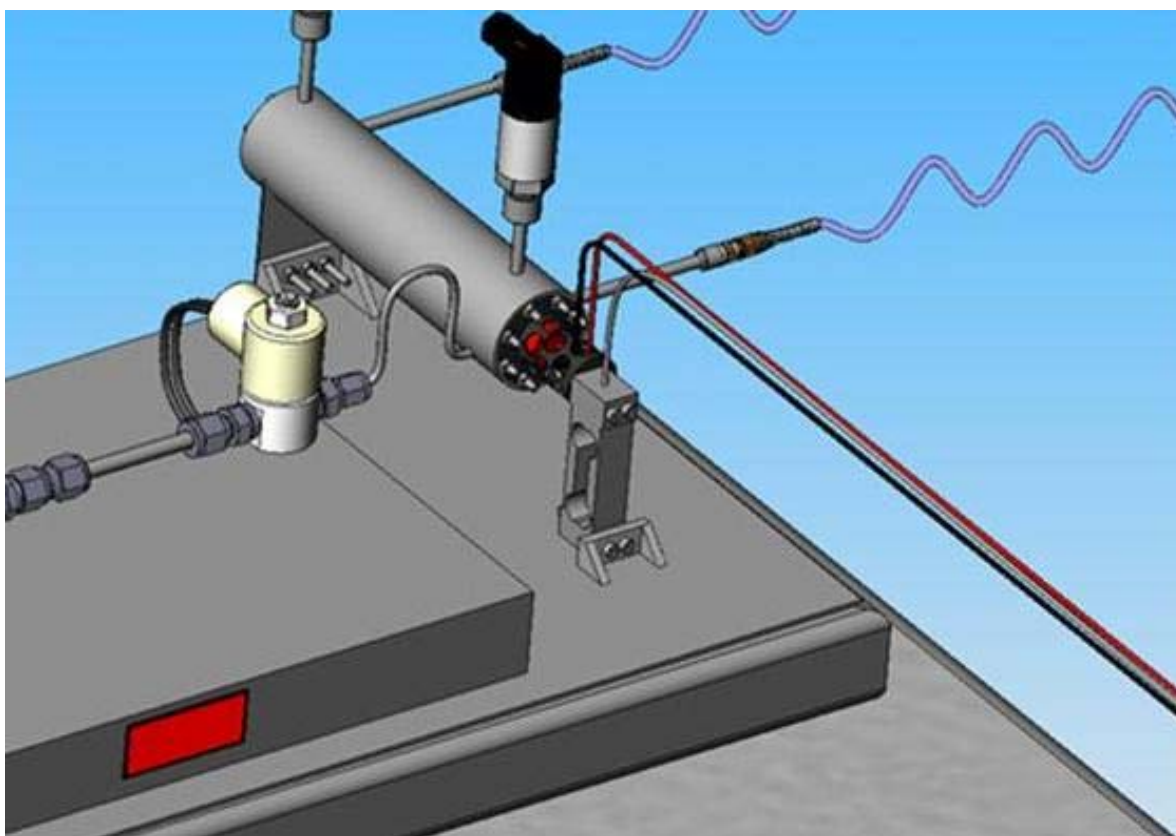
### 3.1.6 Célula de Carga

A célula de carga serve para medir o empuxo provocado pela exaustão dos gases através da tubeira. O deslocamento provocado pela ejeção de gases provoca uma deformação na célula de carga que é captada por uma ponte de Wheatstone cuja resistência ôhmica é convertida em um sinal de tensão de saída da ordem de mV. Como o sinal é muito pequeno, pouco acima do nível de ruído, foi construído um amplificador para permitir a leitura do sinal pelo sistema de aquisição de dados.

Foi empregada uma célula de carga de capacidade nominal de 300 g fornecida pela Weightech, possibilitando medidas de até 3 N de empuxo. Esta célula de

carga é muito sensível a toques ou contatos, um simples empurrão na balança de empuxo poderia danificá-la, mesmo estando desligada.

A Figura 3.9 mostra uma vista 3D e uma foto do propulsor apoiado sobre a balança de empuxo, constituída de uma lâmina móvel na seção da tubeira e da célula de carga apoiada na barreira térmica, junto à injeção.



a) Vista 3D do propulsor.

Figura 3.9 - Vista 3D e foto do propulsor apoiado sobre a célula de carga.

(Continua)





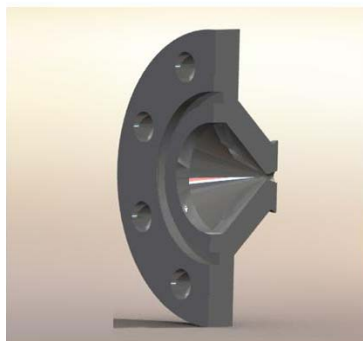
b) Celula de carga apoiada n propulsor.

### 3.1.7 Tubeira

A tubeira é um bocal com seções convergente e divergente. Se houver um diferencial de pressão grande entre a câmara (pressão alta) e o ambiente (pressão baixa) o escoamento converge com velocidade subsônica da câmara catalítica para a garganta onde ocorre entupimento e o escoamento se torna sônico. A partir daí, ao longo do divergente da tubeira, o escoamento torna-se supersônico. Para que a tubeira seja adaptada às condições de teste e forneça empuxo máximo, deve-se utilizar uma razão de expansão, aproximadamente,  $\varepsilon = 4$  para altitude de 600 m.

A Figura 3.10 mostra uma vista em corte e uma foto da tubeira projetada. A tubeira foi fabricada com aço inox 316. Mesmo com a modificação no sistema de injeção, não se atingia pressões elevadas na câmara. Em conseqüência,

uma nova tubeira foi feita com diâmetro de garganta 0,7 mm permitindo, assim, se alcançar pressões na câmara de até 10 bar.



a) Vista 3D.



b) Tubeira.

Figura 3.10 - Vista 3D em corte e foto da tubeira.

### 3.1.8 Linha de Alimentação e Instrumentação

Os equipamentos usados para instrumentação e controle do escoamento na linha de alimentação são descritos a seguir.

1. Tanque de  $N_2O$ : propelente fornecido pela Air Liquide, com  $N_2O$  armazenado em condições de saturação a cerca de 52 bar a 20 °C.
2. Tanque de  $N_2$ : gás pressurizante fornecido pela Air liquide, com pressão de armazenamento de 200 bar.
3. Regulador de Pressão: modelo RON 320 aletado fornecido pela Oxicamp, com as seguintes características: pressão de entrada até 70 bar, faixa de operação de 0 a 20 bar. Serve para baixar a pressão do tanque de propelente para uma pressão da linha de trabalho do propulsor, de 2 até 14 bar, ele é muito utilizado para evitar que o gás congele na saída do regulador. A Figura 3.11 mostra fotos dos tanques de propelentes e do regulador de pressão montado em um cilindro de óxido nitroso.



a) Tanque de propelentes.

Figura 3.11 - Fotos dos tanques de propelentes e do regulador de pressão aletado para óxido nitroso (Continua)



W

b) Regulador de pressão aletado.

4. Filtro: modelo FTH-4T-10-S316 fornecido pela Hylok-Brasil, com as seguintes características: construído em aço inox, filtro em tê, faixa de pressão até 413 bar, temperatura de -23 a 200 °C, elementos filtrantes sinterizados substituíveis com tamanho nominal dos poros de 50 µm. O filtro foi posicionado após o regulador de pressão como mostra o esquema da Figura 3.14 para evitar que impurezas contidas no tanque de propelente contaminassem a linha de alimentação, instrumentação e a câmara catalítica .

5. Válvula on/off – modelo SS-41GS2 série 40G da Sawgelok, fornecida pela Tecflux com as seguintes características: faixa de pressão até 206 bar, construído em aço inox, 2 vias e faixa de temperatura de -53 a 148 °C . Foi utilizada na linha após o filtro para condição de operação manual.

6. Válvula eletropneumática: modelo SS-42GS4-SC11-31CD Série 40G da Sawgelok fornecida pela Tecflux, com as seguintes características: válvula do tipo esfera em aço inox, 2 vias e com atuador pneumático normalmente

fechado. Foi utilizada para controle e segurança remota do sistema de alimentação do propulsor.

7. Válvula Solenóide: modelo B110BW20/521, fornecida pela Aicás Eletrovalvulas, com as seguintes características: construída em aço inox, 2 vias com ação direta, vedação ptfе, faixa de pressão 0 a 35 bar, normalmente fechada, orifício de 2 mm. Foi utilizada para dar início aos testes e o acionamento elétrico é feito por um sistema de aquisição.

8. Válvula de Retenção: modelo CVH1-H4T-1-S316 da Hylok fornecida pela Hylok-Brasil, com as seguintes características: construída em aço inox, extremidades anilhadas, pressão máxima de trabalho até 413 bar. Essa válvula evita que haja retorno de propelentes ou gases para a linha.

9. Sensores de Temperatura: foram utilizados termopares do tipo "k" fornecido pela Salvi Casagrande, com as seguintes características: isolação mineral, faixa de medição de -200 a 1200 °C, 1,5 mm de diâmetro, 100 mm comprimento, buçim de 1/8 e conector mini-macho. Foram utilizados 4 termopares, um na pré-câmara, um no leito catalítico, na saída da câmara e entrada da tubeira e um dentro da resistência de aquecimento.

10. Transdutores de Pressão: Modelo S-11 fornecido pela Wika, com as seguintes características: faixa de pressão 0 a 10, 0 a 25, 0 a 100 bar, temperatura de -30 a 150 °C, anel de vedação em Ptfе. Foram utilizados dois sensores de pressão, um na pré-câmara e um na pós-câmara.

11. Sistema de Aquisição de Dados: o sistema National Instruments tem as seguintes configuração: SCXI 1302 – Para entradas analógicas, Diferenciais, PFI's e Digitais; SCXI 1102 – Para entradas de termopares de todos os modelos; SCXI 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 Painel tem a seguinte Configuração: 32 Canais; 16 Canais de Entradas Analógicas; 10 Canais de Entradas diferenciais; 6 Canais de Saídas digitais. Eles podem ser utilizados para medir e controlar temperatura, pressão, medidas de empuxo, válvulas, etc. A Figura 3.12 mostra o sistema de aquisição utilizado.



Figura 3.12 - Sistema de aquisição utilizado.

12. Medidor Controlador de Vazão Mássica: modelo GFC-17 da Aalborg fornecido pela Vika Controls, com as seguintes características: pressão máxima de operação 34,5 bar, faixa de temperatura de 5 a 50 °C , máxima diferença de pressão 3,4 bar, tempo de resposta 2 segundos, faixa de vazão 0 a 5 l/min, construído em aço inox 316. Foi utilizado para medir e controlar o fluxo de propelente na câmara através da abertura e fechamento de uma válvula. A Figura 3.13 mostra o medidor e controlador de vazão AALBORG para o gás óxido nitroso.



Figura 3.13 - Medidor controlador de vazão mássica.

### 3.2 Projeto da Bancada de Testes

As Figuras 3.14 e 3.15 mostram um esquema e uma vista da bancada de testes, respectivamente. A bancada é constituída de suporte, tanque de  $N_2O$ , regulador de pressão, linha de alimentação, válvulas, medidor-controlador de vazão, uma fonte de potência e sensores de pressão e temperatura.

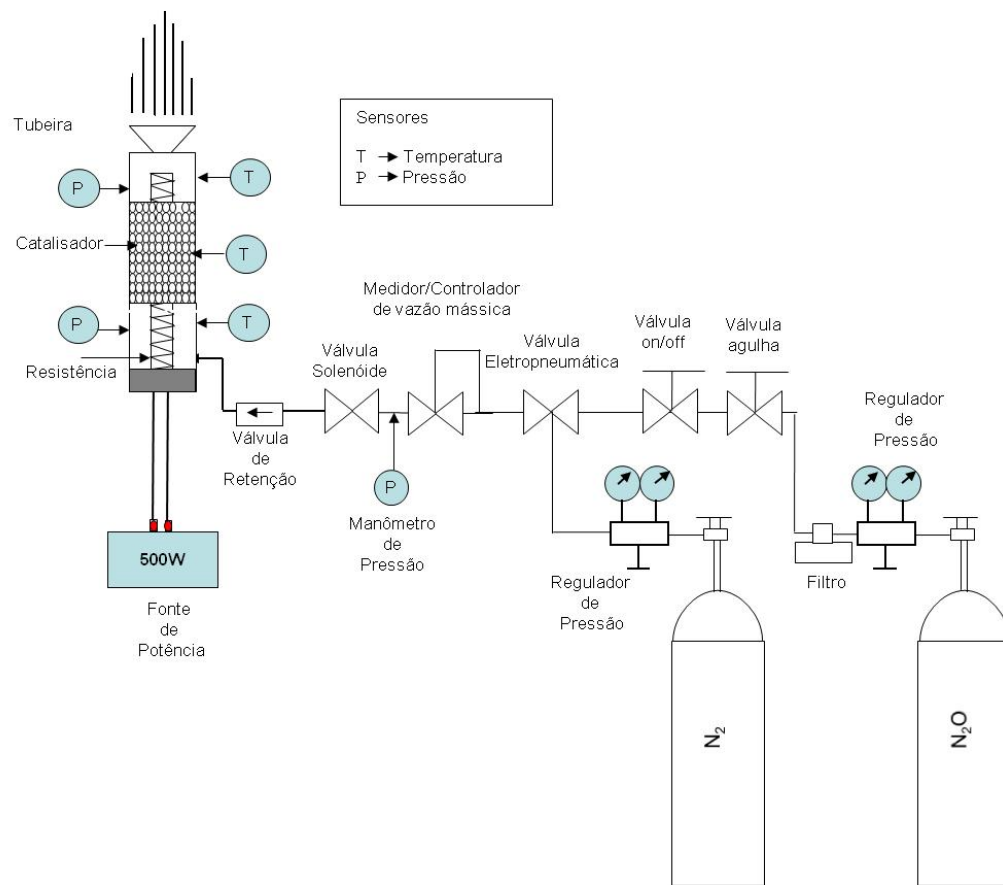


Figura 3.14 - Esquema da bancada de testes.

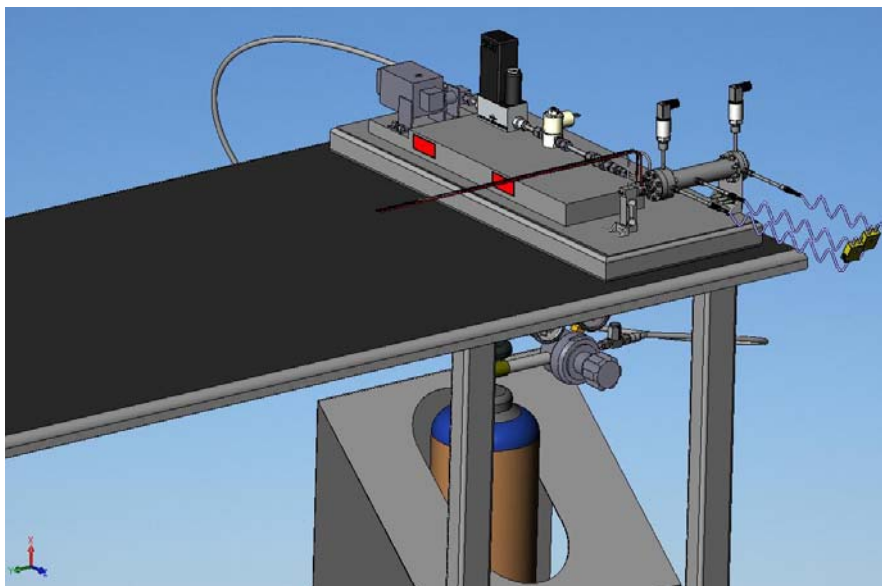


Figura 3.15 - Vista da bancada de testes apoiada sobre uma mesa.



### 3.2.1 Instrumentos Utilizados na Bancada de Testes

A Figura 3.16 mostra alguns equipamentos usados na bancada de testes do propulsor eletrotérmico catalítico, podendo-se ver também a fonte de potência usada para fornecer energia ao propulsor.



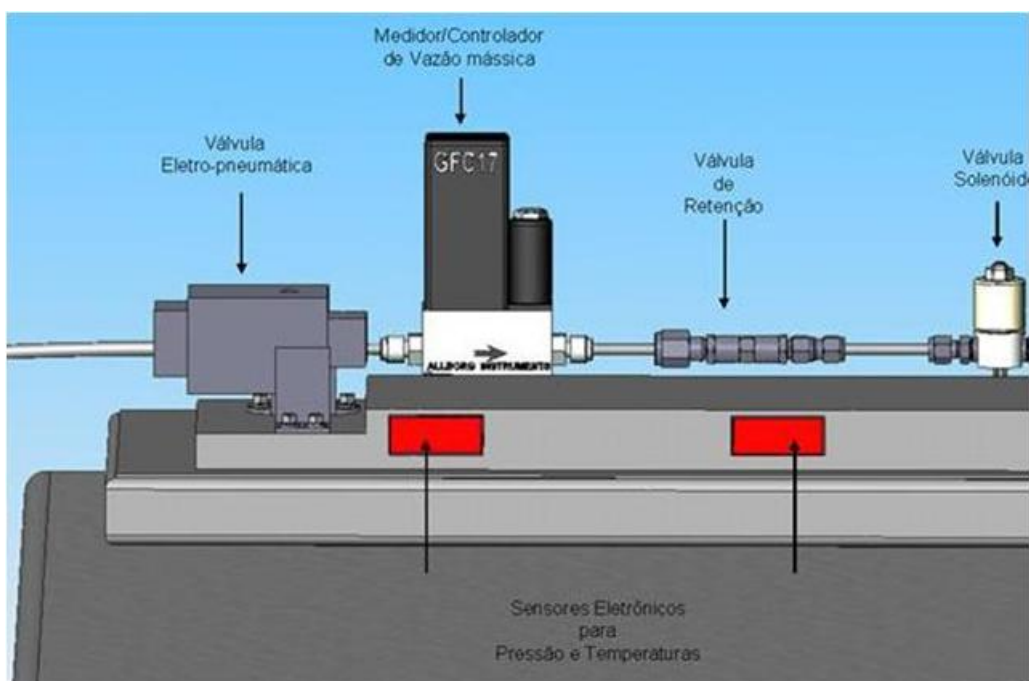
a) Equipamentos utilizados na bancada de testes.

Figura 3.16 - Fotos de equipamentos utilizados na operação e testes do propulsor eletrotérmico



b) Fonte de potência.

A Figura 3.17 mostra uma vista 3D e uma foto do sistema de controle de vazão, com sensores de pressão e válvulas do sistema de controle de injeção do óxido nitroso, como válvulas eletro-pneumática, solenóide e de retenção. Todos esses sistemas são apoiados e fixados sobre um suporte.



a) Vista 3D da bancada de testes com instrumentos.



b) Vista dos equipamentos montados.

Figura 3.17 - Vista 3D e foto da bancada montada com a instrumentação.

O suporte do propulsor é apoiado sobre uma mesa conforme mostrado na Figura 3.18. Outros componentes poderiam também ser apoiados sobre a mesa, porém devem-se evitar quaisquer vibrações na mesa para não influenciar nas medidas, devido aos baixos empuxos obtidos.

Os transdutores de pressão são posicionados na entrada e saída da câmara catalítica e na linha. Os sensores de temperaturas estão distribuídos na entrada e na saída da câmara catalítica, dentro da resistência e no leito catalítico para medir e controlar o aquecimento e determinar a eficiência térmica do propulsor.

Os sinais dos transdutores de pressão e dos sensores de temperaturas são coletados via um sistema de aquisição de dados com software LabView, que também controla a abertura e fechamento das válvulas do sistema propulsivo.

A Figura 3.18 mostra a válvula solenóide de segurança que dá início aos testes através da sua abertura e fechamento. Esta válvula é controlada remotamente e permite abortar o teste a qualquer instante através de uma interface gráfica do LabView, mostrada na Figura 3.19.

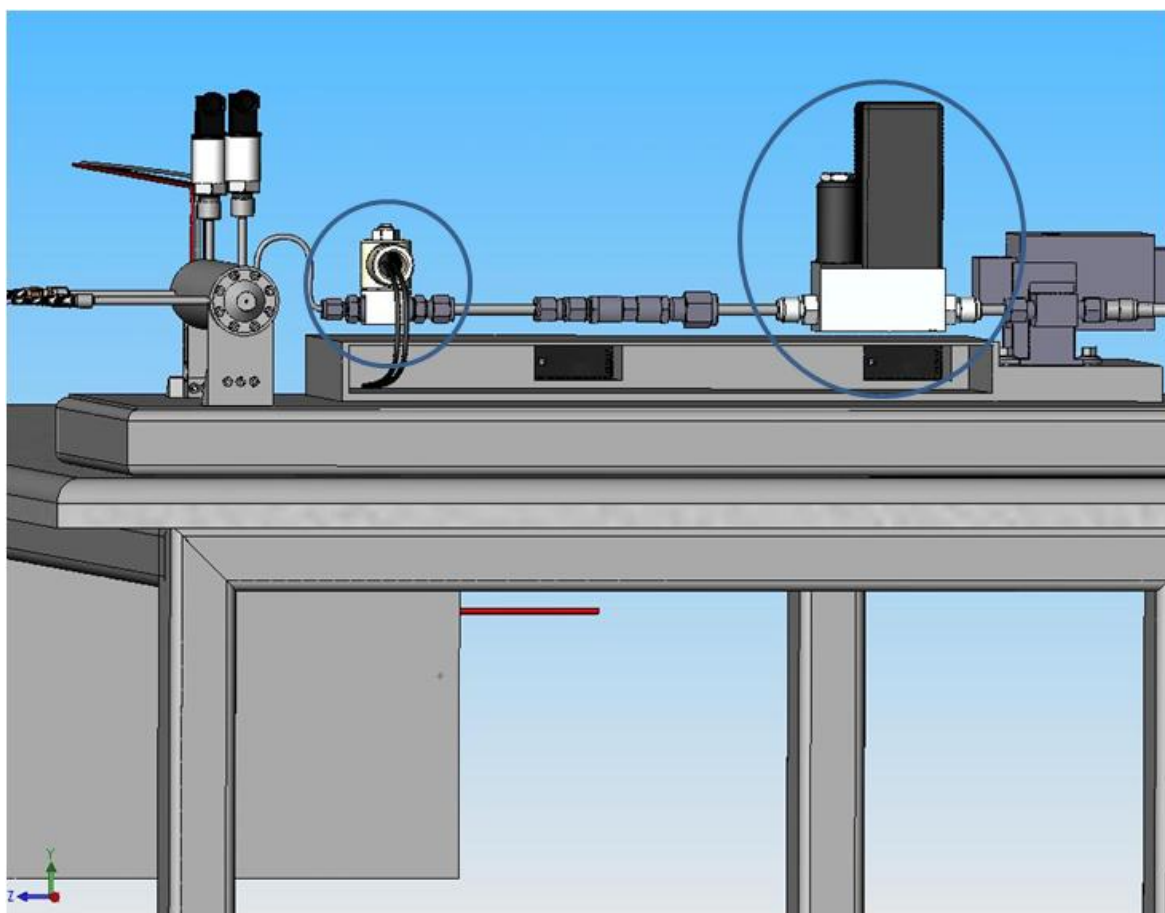


Figura 3.18 - Vista 3D da bancada de testes sobre a mesa.

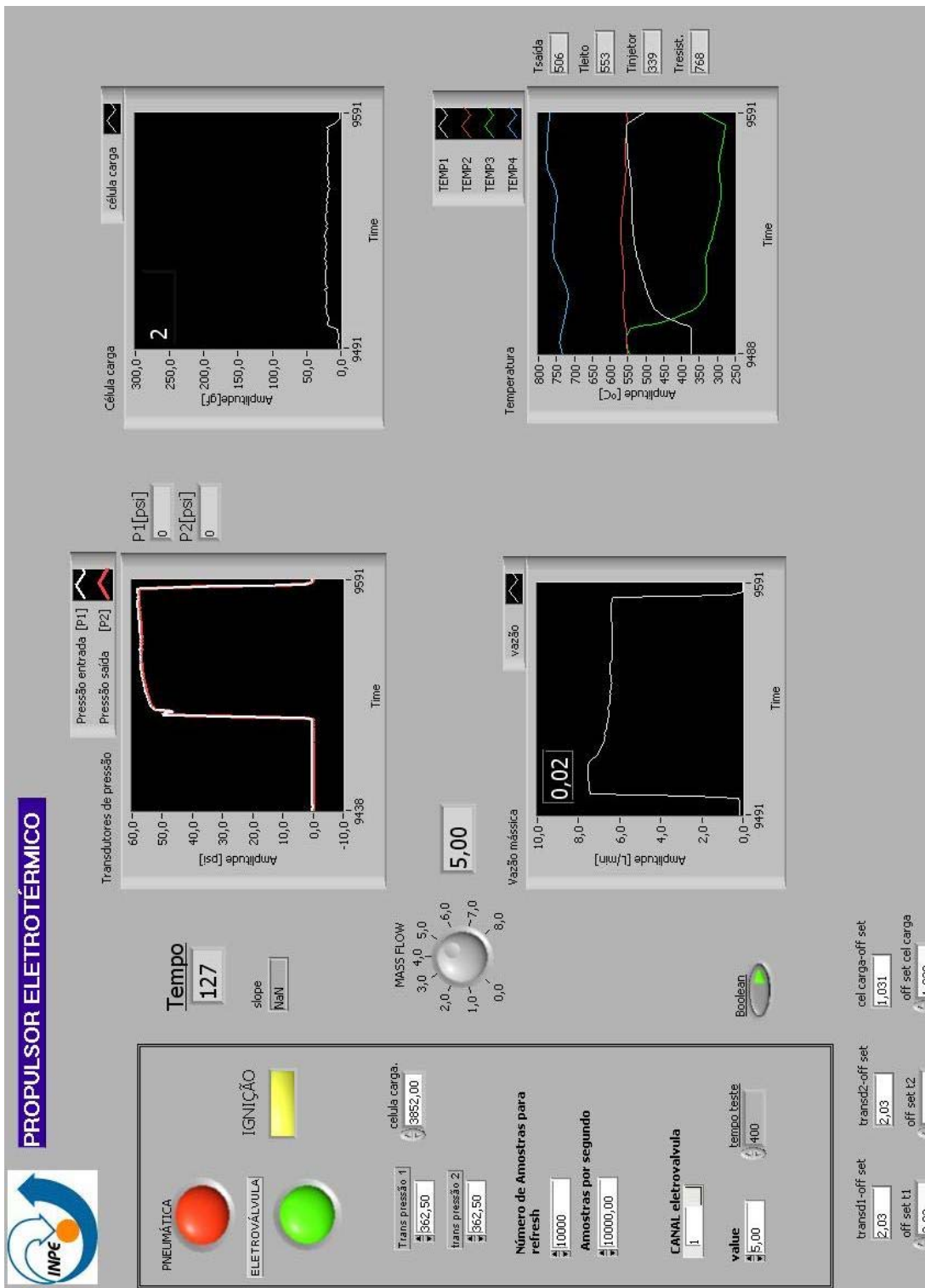


Figura 3.19 - Interface gráfica em LabView para teste do propulsor eletrotérmico catalítico.

A figura 3.20 mostra foto do início da montagem da bancada de testes sobre um suporte fixo, mostra também o propulsor apoiado sobre as lâminas, célula de carga, todos fixados sobre um suporte.

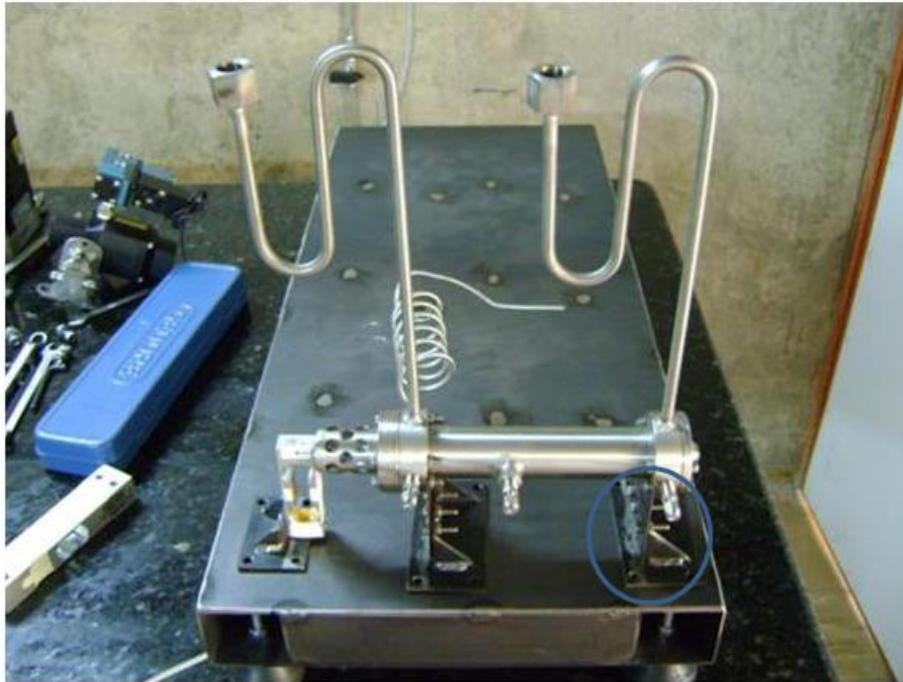
A escolha das lâminas para a balança de empuxo do propulsor é um passo importante, pois ela deve se flexionar suficientemente quando for aplicada uma pequena força. Por isso, foram escolhidas lâminas de 0,3 e de 0,4 mm de espessura, o comprimento foi escolhido depois das medidas a partir de pesos conhecidos, a que mais se adaptou para este trabalho foi a de 0,3 mm de espessura, com 80 mm de comprimento e 60 mm de largura, que é a mesma largura do propulsor. O projeto das lâminas é visto no Apêndice A.

Foi feito o projeto do propulsor montado junto com as válvulas e instrumentos apoiados sobre um suporte estrutural, possibilitando uma movimentação fácil do conjunto. Este conjunto foi posteriormente utilizado como ignitor de um propulsor híbrido de 400 N.



a) Montagem inicial da bancada de teste.

Figura 3.20 - Vista da montagem inicial da bancada de testes do propulsor eletrotérmico. (Continua)



b) Montagem inicial do propulsor apoiado sobre laminas flexíveis.

A Figura 3.21 mostra fotos da bancada de testes com todos os instrumentos posicionados e funcionando corretamente. É possível ver os sistemas de controle de potência, sensores de pressão, termopares, sistema de controle de temperatura da resistência através de um controle programado e os cilindros com propelentes. Todos os sistemas que precisam de controle remoto têm um canal de controle no sistema de aquisição de dados, que é controlado por uma interface gráfica do software LabView.





a) Vista da bancada de testes.



b) Vista da fonte e sistema de controle.

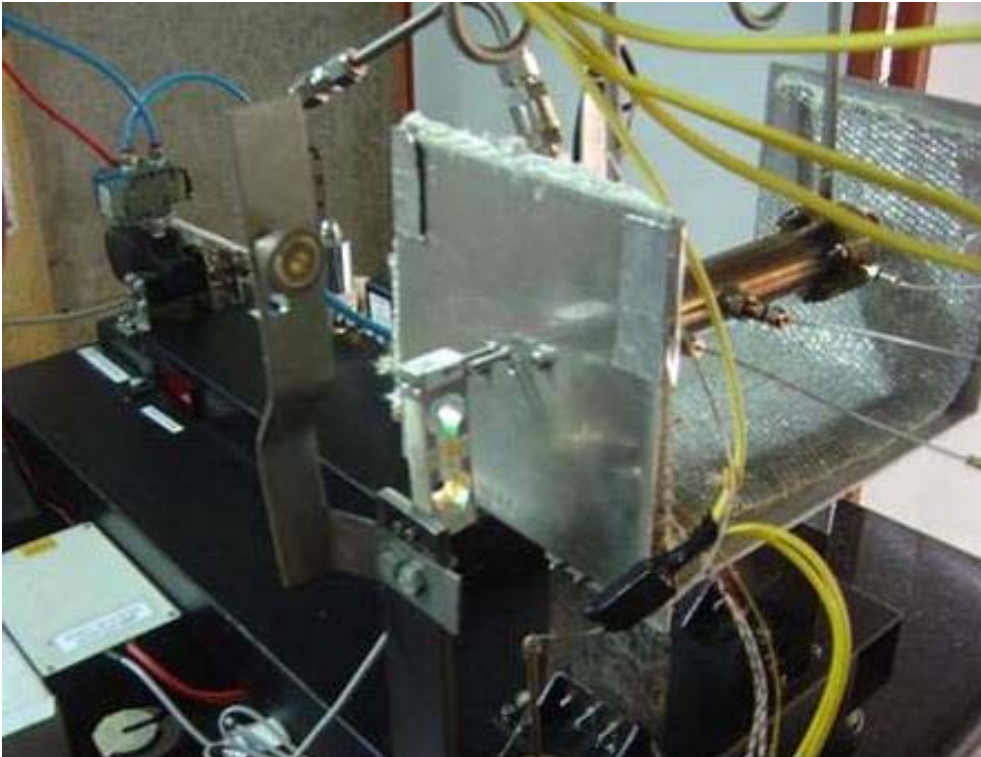
Figura 3.21- Vistas da bancada de testes com sistemas de controle e instrumentação.

A Figura 3.22 ilustra os dois esquemas utilizados na bancada de teste, o primeiro protótipo foi utilizado no início dos testes, mas havia erro de leitura na medida de empuxo devido ao baixo isolamento térmico. O erro era provocado pelo calor irradiado ou conduzido para as lâminas do sistema de medida de empuxo. Para reduzir este problema foi introduzido um suporte intermediário para reduzir a troca de calor, conforme visto na Figura 3.22 no esquema de isolamento térmico.



a) Vista de isolamento inicial do propulsor.

Figura 3.22 - Esquema do sistema de isolamento térmico para as duas fases de testes. (Continua)



b) Esquema de isolamento provisório.

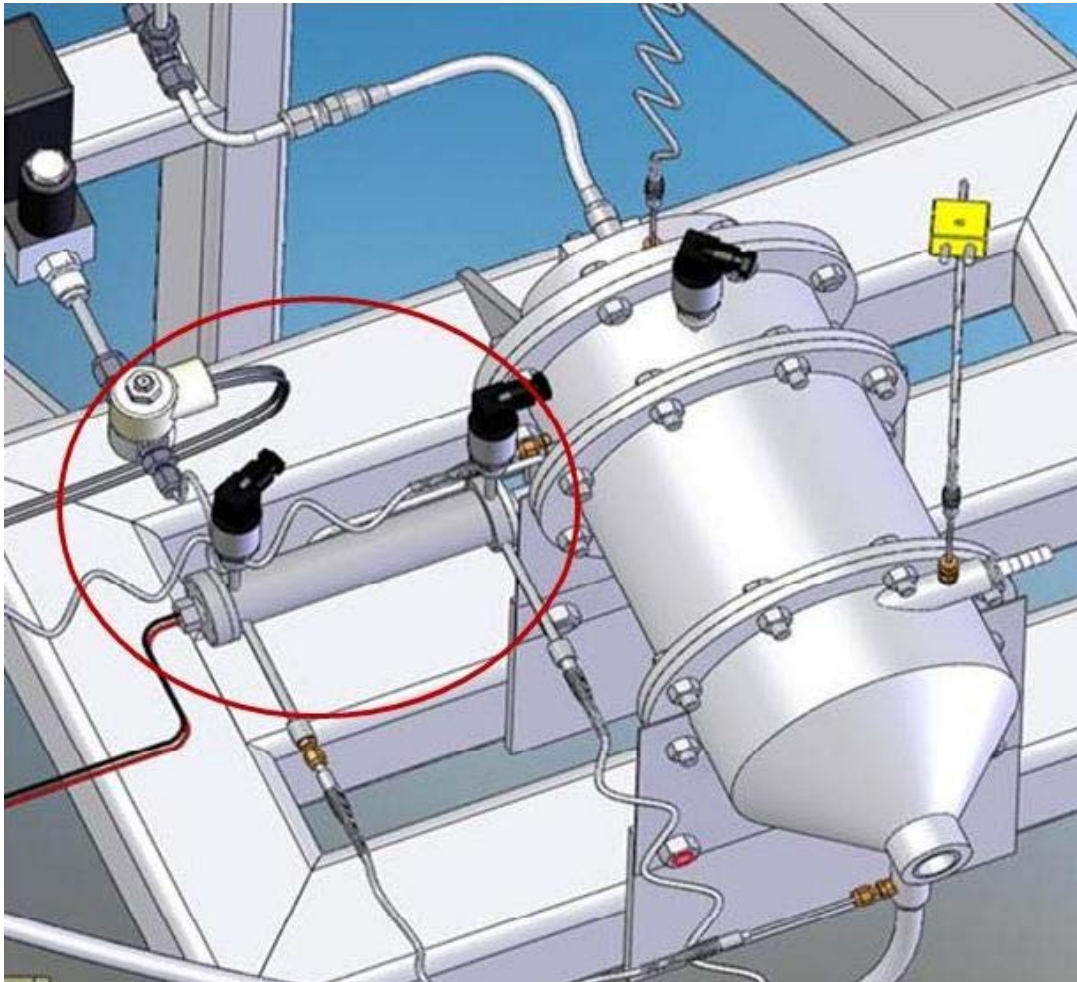
### 3.3 Ignitor Eletrotérmico Catalítico

O LCP iniciou o desenvolvimento de um propulsor híbrido de 400 N utilizando parafina sólida e óxido nítrico líquido como propelentes.

Propulsores que usam propelentes não hipergólicos, como é o caso do propulsor híbrido citado, necessitam de um sistema de ignição para que a combustão dos propelentes possa ser iniciada.

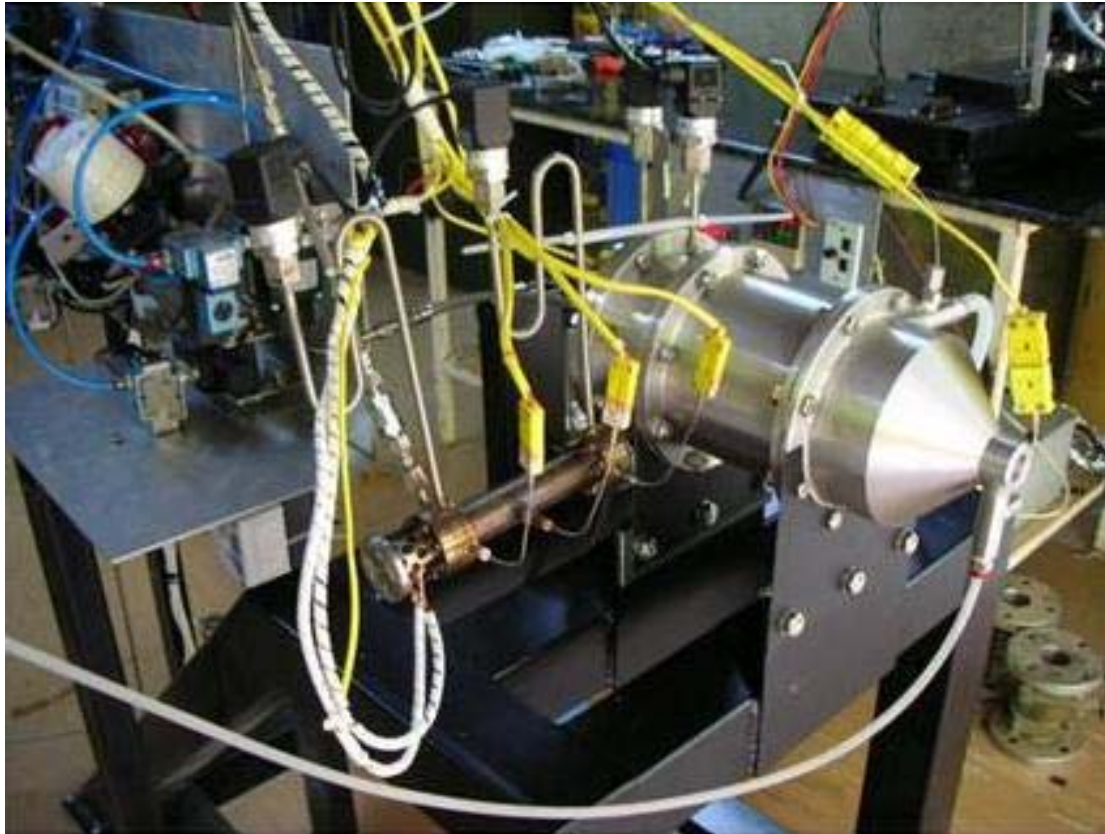
Um método simples para a ignição de propelentes é a utilização de gases quentes que em contato com os propelentes dão início à combustão. Uma vez que o propulsor eletrotérmico catalítico desenvolvido nesta pesquisa produz e libera óxido nítrico gasoso aquecido ou uma mistura de nitrogênio e oxigênio aquecidos, decidiu-se utilizá-lo para dar início à combustão da parafina durante a injeção do óxido nítrico líquido.

A Figura 3.23 mostra uma vista do projeto e uma foto do sistema de ignição eletrotérmico conectado ao propulsor híbrido.



a) Vista 3D do ignitor eletrotérmico.

Figura 3.23 - Vista do sistema de ignição termo-catalítico conectado ao propulsor de 400 N. (Continua)



b) Ignitor eletrotérmico catalítico.

A Figura 3.24 mostra o propulsor eletrotérmico em funcionamento como ignitor do propulsor híbrido de 400 N. Pode-se também notar que ele continua instrumentado com todos os sensores de pressão, termopares, válvulas e controlador de vazão, para controle remoto do sistema, evitando-se riscos na operação.



Figura 3.24 - Sistema ignitor de um propulsor híbrido.

O propulsor teve sua cor alterada depois de vários testes conforme pode ser visto na Figura 3.25, pois chegou a trabalhar com temperaturas da ordem de 1250 K.

Os primeiros testes do propulsor eletrotérmico catalítico como ignitor foram feitos inicialmente com a câmara do propulsor híbrido de 400N aberta, sem tubeira, para determinar possíveis problemas de ignição e tentar corrigi-los de forma apropriada. Um grão de parafina foi colocado na câmara do foguete híbrido por onde entra um jato quente de óxido nitroso ou de uma mistura de oxigênio e nitrogênio, oriunda da decomposição do óxido nitroso.

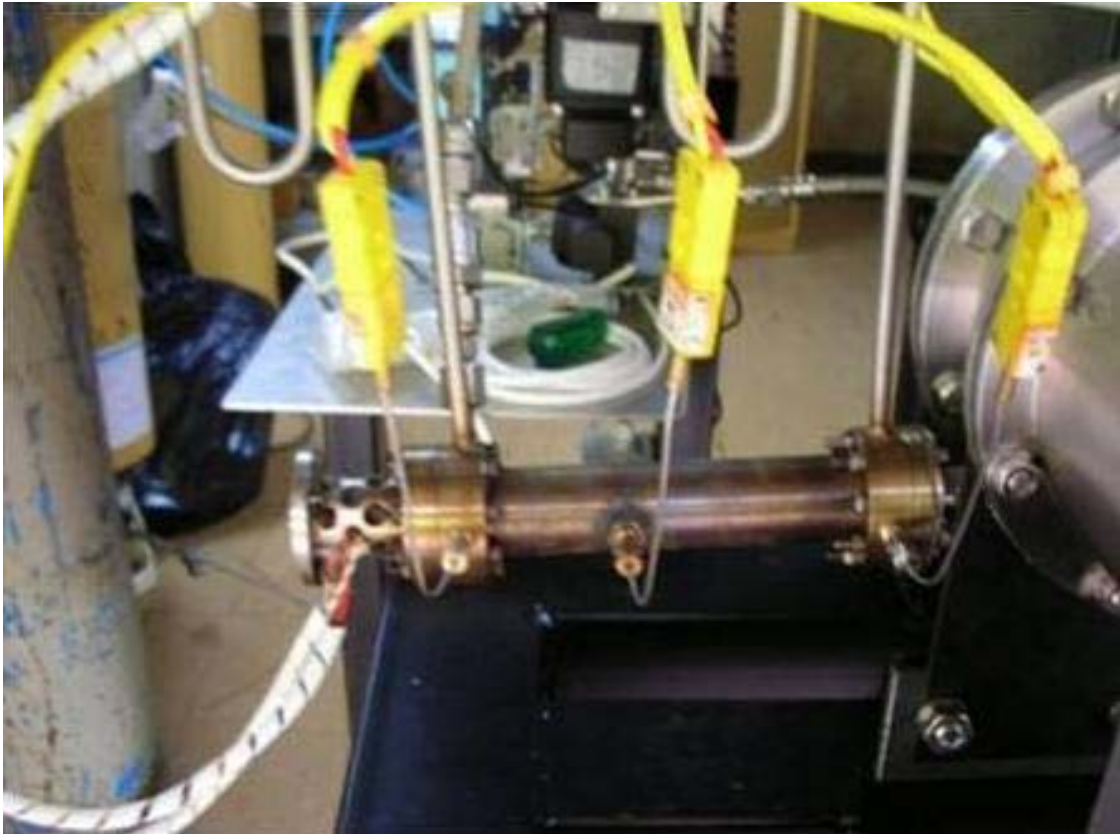


Figura 3.25 - Coloração após vários testes com o propulsor.

A Figura 3.26 mostra uma falha em um dos testes com o ignitor saindo apenas fumaça, causada pela baixa temperatura do gás usado, no caso óxido nítrico quente. Para contornar esse problema foi aumentada a temperatura de aquecimento da resistência até que fosse iniciada a decomposição exotérmica catalítica do óxido nítrico, deixando que uma mistura de oxigênio e nitrogênio quente ultrapasse a temperatura de 1300K.

A Figura 3.27 mostra a chama produzida quando houve a decomposição do óxido nítrico. Neste caso foi colocada uma pequena quantidade de parafina na pré-câmara do propulsor híbrido, junto ao furo de injeção dos gases de ignição



Figura 3.26 - Falha no teste como ignitor de propulsor de 400N.

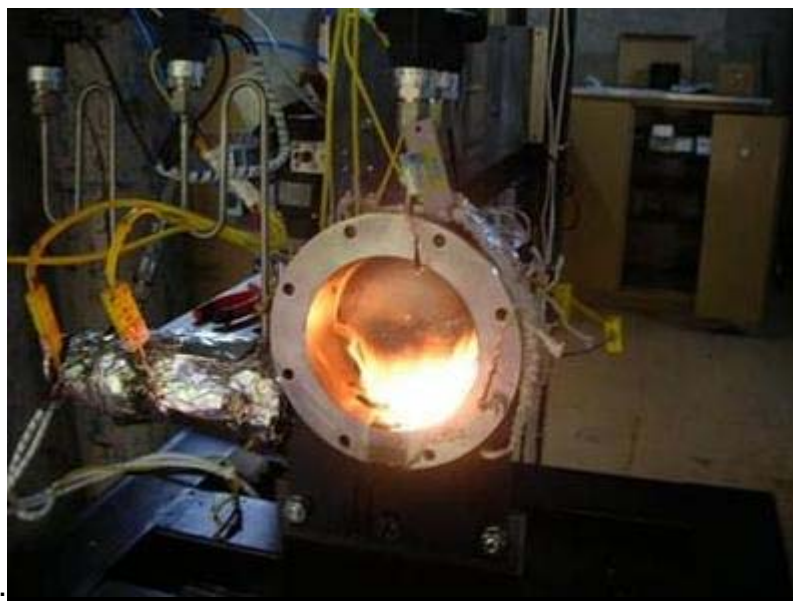


Figura 3.27 - Chama provocada pelo contato do gás oxigênio quente em contato com a parafina na pré-câmara de um propulsor híbrido aberto.



## **4. RESULTADOS E DISCUSSÕES**

Nesta seção são descritos os testes realizados com o protótipo do propulsor eletrotérmico catalítico na bancada de testes especialmente construída. Inicialmente o propulsor foi testado com nitrogênio para calibrar e qualificar a bancada de testes. Posteriormente foi empregado como propelente o óxido nítrico com aquecimento simples ou com decomposição catalítica.

O controle da vazão nos testes foi feito pelo ajuste da válvula agulha na saída do regulador de pressão visto que o medidor-controlador de vazão não apresentava bom desempenho para as vazões utilizadas com pressões na câmara acima de 3 bar. O medidor-controlador foi então usado somente para realizar as medidas de vazão.

Para os testes descritos neste capítulo utilizou-se uma tubeira sem o divergente com diâmetro de garganta (saída) 0,7 mm, devido a dificuldades de fabricação. Esta tubeira foi utilizada tanto no propulsor como no ignitor eletrotérmico catalítico. A utilização da tubeira sem o divergente implica em menores empuxos e menores impulsos específicos.

Ao final são também apresentados resultados dos testes do propulsor eletrotérmico utilizado como um sistema de ignição de um propulsor híbrido de 400 N.

### **4.1 Resultados dos Testes com Nitrogênio**

O uso inicial do nitrogênio deveu-se ao seu baixo custo comparado ao óxido nítrico, além de ser inerte, inibindo uma eventual combustão ou explosão, e já ser usado como pressurizante. O nitrogênio era armazenado inicialmente em um tanque a uma pressão de 200 bar.

Os testes com nitrogênio gasoso foram realizados com ou sem aquecimento, e sem utilizar catalisadores ou alumina.

A Figura 4.1 mostra as pressões medidas durante um teste usando-se nitrogênio com aquecimento. Este teste foi realizado basicamente para configurar o medidor e controlador de vazão, aumentando-se a vazão de forma gradativa, verificando-se o tempo de resposta do mesmo até uma pressão adequada. Foi verificado que na maioria das vezes o aumento instantâneo da vazão provoca oscilações de pressão na câmara do propulsor devido ao sistema dinâmico de válvulas e perda de carga causada pelo estrangulamento do fluido no sistema de injeção e pela rápida expansão dos gases na câmara termo-catalítica até ocorrer o entupimento da tubeira.

A Figura 4.2 mostra as temperaturas medidas no propulsor testado com nitrogênio com aquecimento. O propelente foi injetado quando a resistência atingiu cerca de 1000 K e a temperatura do leito estabilizou em torno de 400 K. Podem-se notar na Figura 4.2 as oscilações das temperaturas devidas ao controle de temperatura da resistência.  $T_{res}$  é a temperatura medida no interior da resistência de aquecimento,  $T_s$  é a temperatura na saída do leito catalítico,  $T_{leito}$  a temperatura medida no leito catalítico da câmara de aquecimento (o termopar fica posicionado entre os grãos catalisadores) e  $T_{inj}$  é a temperatura medida na pré-câmara de aquecimento.

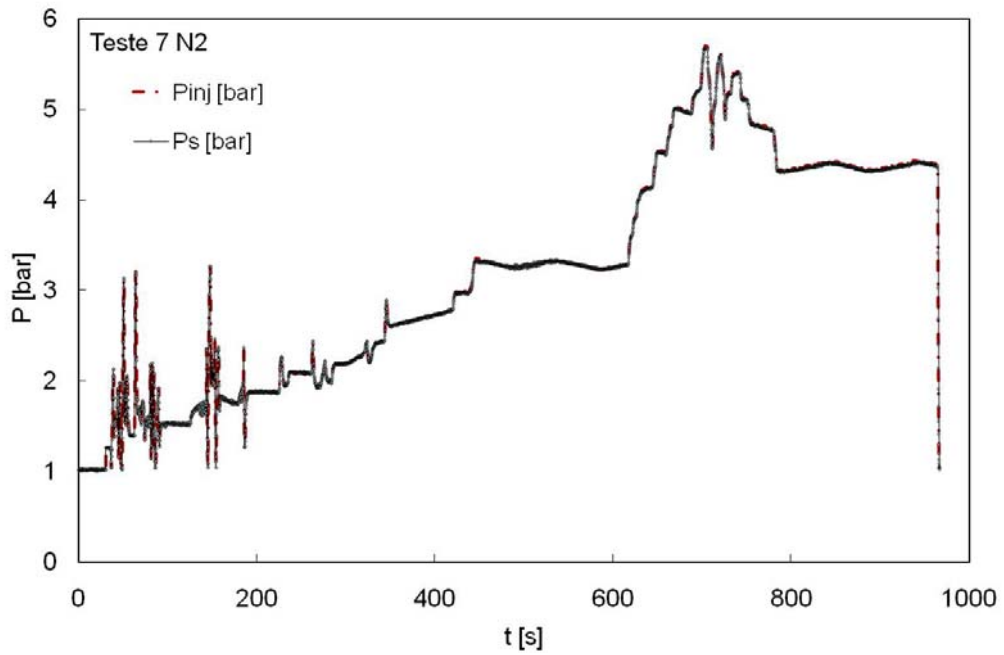


Figura 4.1- Pressões medidas em um teste com nitrogênio gasoso e com aquecimento.

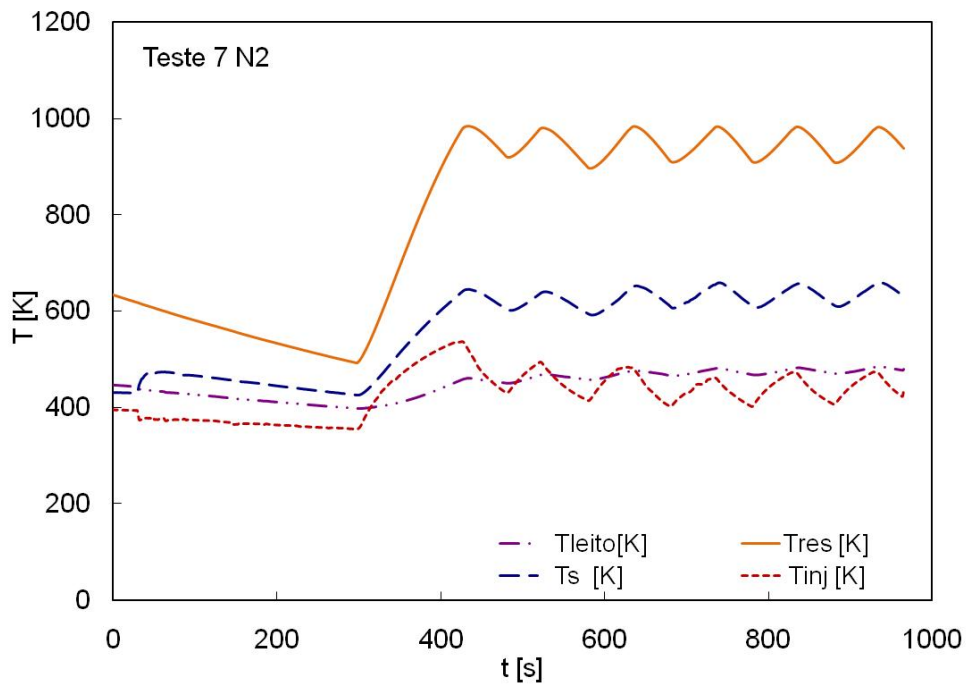


Figura 4.2 - Temperaturas obtidas em um teste com nitrogênio gasoso e com aquecimento.

A Figura 4.3 mostra a vazão mássica do nitrogênio para um teste com fornecimento de energia ao sistema. Nota-se que houve uma queda da vazão no início, causada pelo escoamento do nitrogênio residual na linha de trabalho de testes anteriores, pelo atraso de resposta do medidor-controlador de vazão e pelo transiente até se obter o entupimento da tubeira.

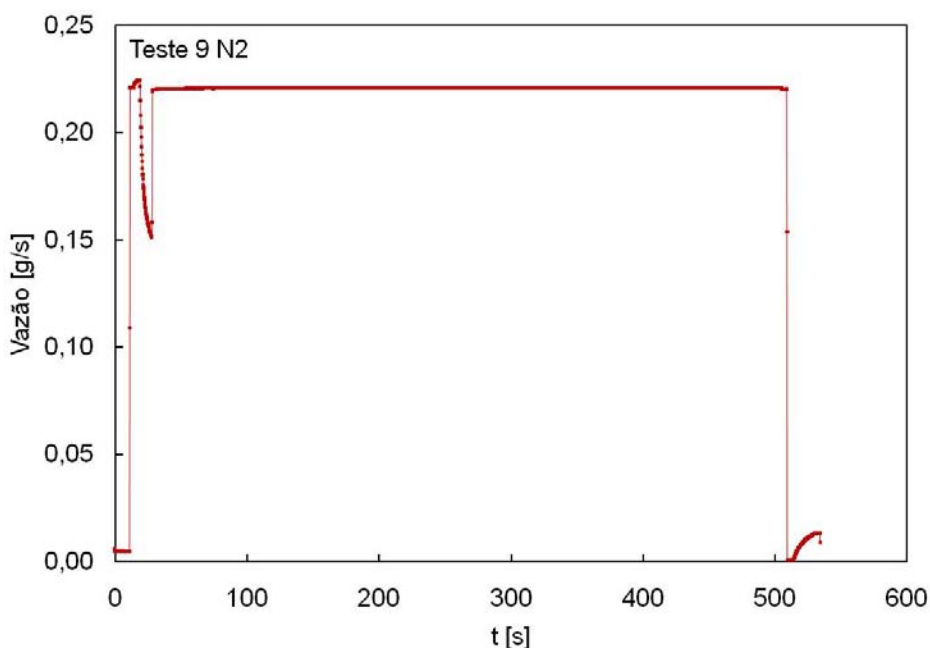


Figura 4.3 - Vazão mássica medida em um teste com nitrogênio gasoso e com aquecimento.

A Figura 4.4 mostra as curvas das pressões na entrada e na saída da câmara termo-catalítica em um teste com adição de energia utilizando o  $N_2$ . Verifica-se que não há uma diferença significativa de pressão, apenas no início houve uma pequena variação até se chegar ao modo estacionário com o entupimento da tubeira.

As Figuras 4.5, 4.6 e 4.7 mostram empuxo, temperatura, vazão mássica e pressão em função do tempo, respectivamente, para um teste realizado com nitrogênio gasoso sem aquecimento, em torno de 298 K. Pode-se verificar na

Figura 4.5 que o empuxo ficou acima de 100 mN quando a vazão se estabilizou.

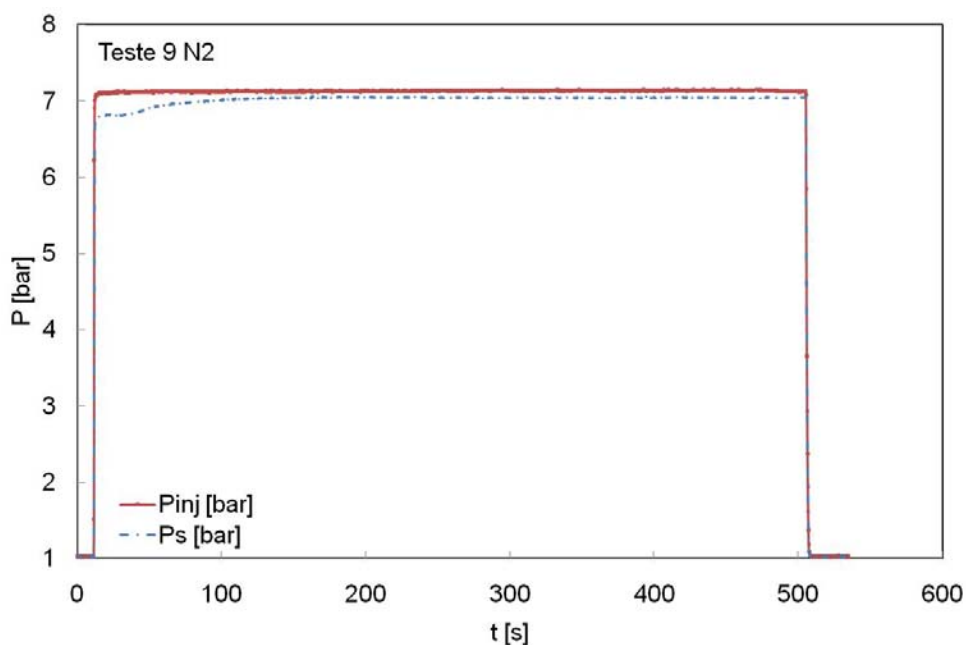


Figura 4.4 - Pressões na entrada e na saída do leito termo-catalítico para um teste com nitrogênio gasoso e com aquecimento.

A Figura 4.6 mostra um leve aumento da temperatura, de até 3K, provocada pela dissipação viscosa no escoamento. Verifica-se que a maior variação de temperatura ocorre no injetor visto que há uma maior dissipação viscosa naquela região, causada pelo maior gradiente de velocidades.

A Figura 4.7 mostra a vazão mássica e a pressão em função do tempo para um teste com nitrogênio gasoso sem aquecimento. Verifica-se que foram necessários cerca de 150 s para haver a estabilização da vazão e o entupimento da tubeira. Após este período a vazão foi controlada e a pressão ficou estabilizada até o fechamento da válvula, em 600 s.

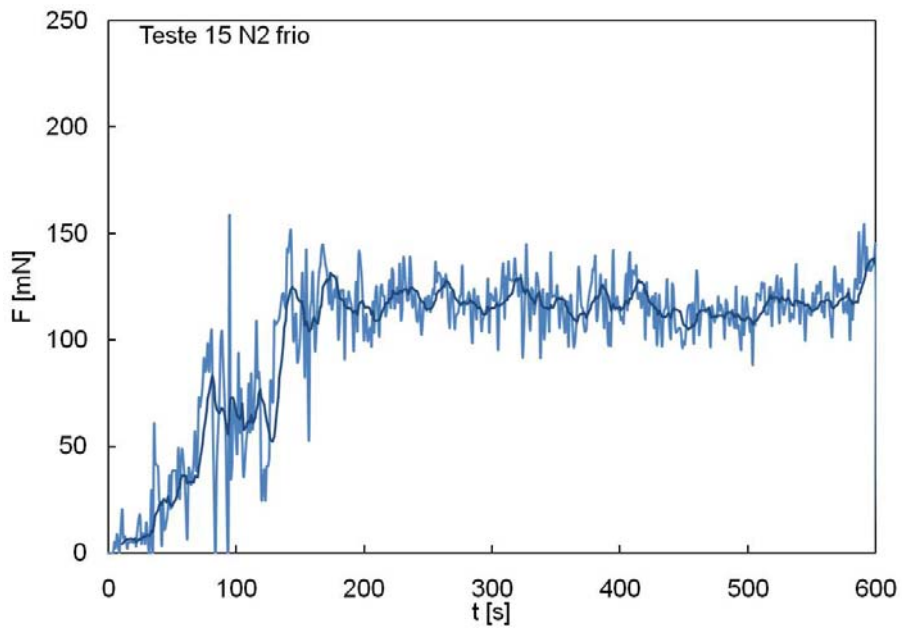


Figura 4.5 - Empuxo medido em um teste empregando-se nitrogênio gasoso sem aquecimento.

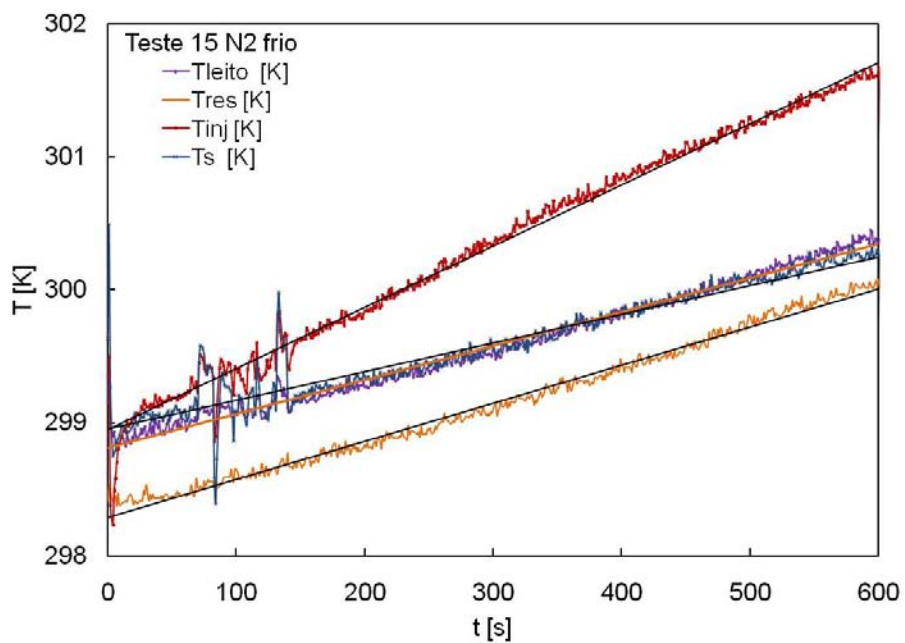


Figura 4.6 - Temperaturas medidas em um teste empregando-se nitrogênio gasoso sem aquecimento.

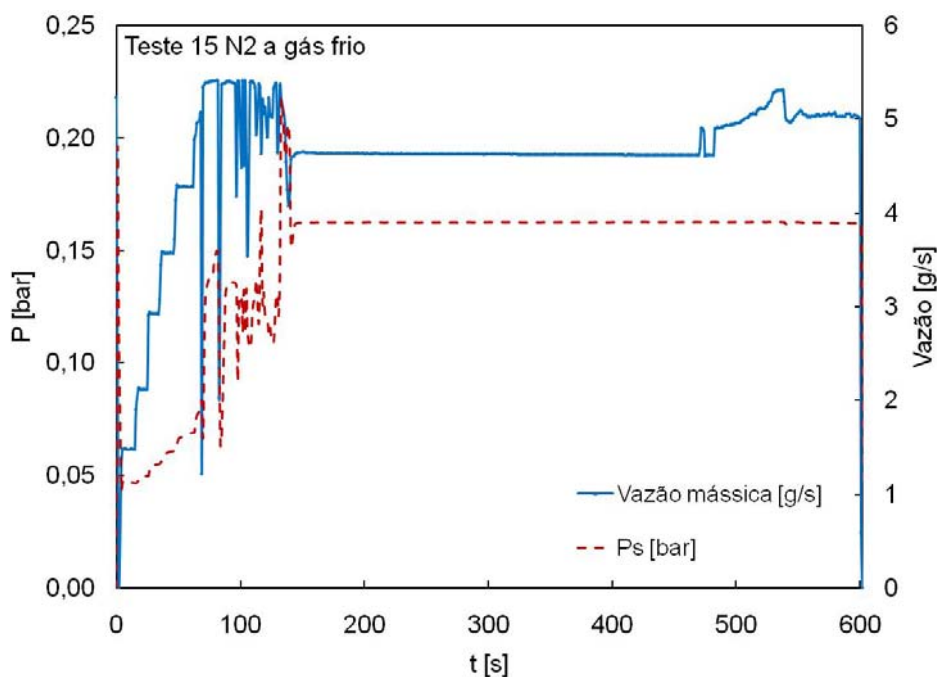


Figura 4.7 - Pressão e vazão mássica medidas em um teste empregando-se nitrogênio gasoso sem aquecimento.

As Figuras 4.8, 4.9 e 4.10 mostram as curvas de pressão, vazão mássica e empuxo em função do tempo para  $N_2$  gasoso com potência de 300 W. Verifica-se que a vazão estabilizou-se em torno de 0,19 g/s, a pressão estabilizou-se em torno de 5,3 bar e que o empuxo estabilizou-se em torno de 450 mN.

As Figuras 4.8 e 4.9 mostram que a utilização de um medidor e controlador de vazão mesmo trabalhando nas condições limites dele, não atinge uma pressão acima de 3 bar. Neste caso pode se notar nessas figuras que a pressão aumentou de 2 bar para 7 bar a partir dos 200 segundos. Isso se deve a utilização de um controle de vazão feito manualmente através de uma válvula agulha e de um válvula on/off até alcançar o equilíbrio dentro da câmara termocatalítica.

A Figura 4.10 mostra que o empuxo não teve uma queda até zero quando foi encerrado a injeção de propelente na câmara. O empuxo alcançou um valor

médio em torno 450 mN e terminou em torno 380 mN. Esse erro foi provavelmente causado pela deformação das lâminas da balança de empuxo e pelo calor irradiado do propulsor até a célula de carga. A deformação era produzida pelo aquecimento desigual das lâminas e pela dilatação do propulsor que chegava a cerca de 1 mm ao longo de seu comprimento quando o aquecedor era ligado. Portanto o empuxo real seria de 70 mN.

A Figura 4.11 mostra o erro na medida de empuxo que não diminui quando a pressão e a vazão são reduzidas ao final do teste, após 1200 s. Foi verificado que este erro também era provocado pela deformação do propulsor e das laminas da balança de empuxo.

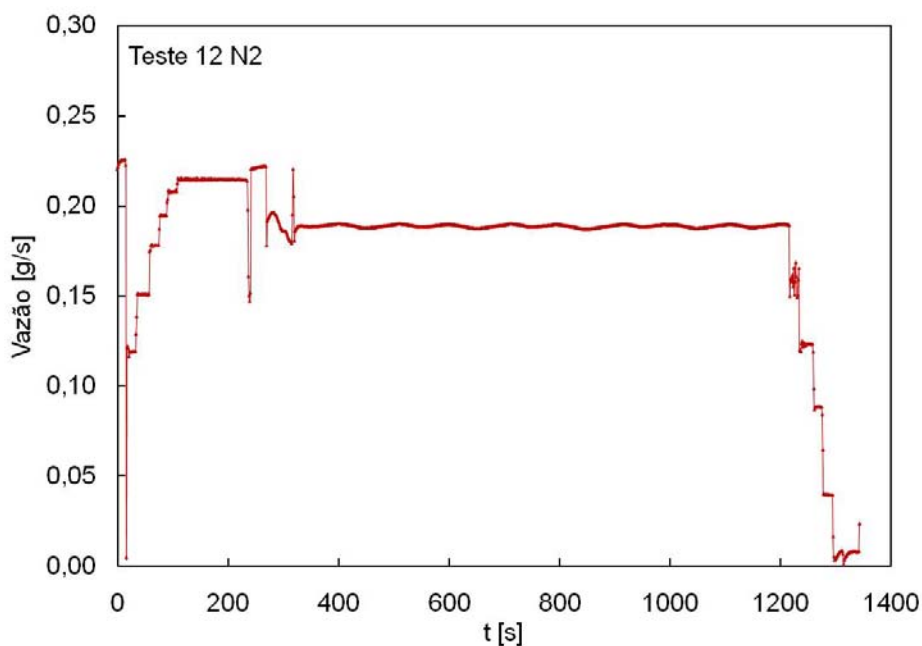


Figura 4.8 - Vazão mássica medida em um teste com nitrogênio gasoso e com aquecimento.



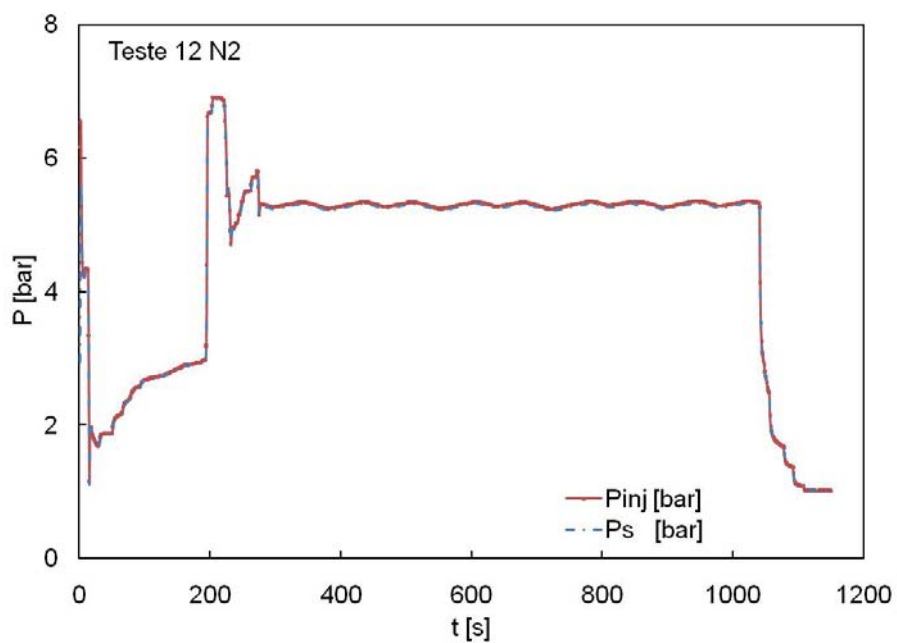


Figura 4.9 - Pressões medidas em um teste com nitrogênio gasoso e com aquecimento.

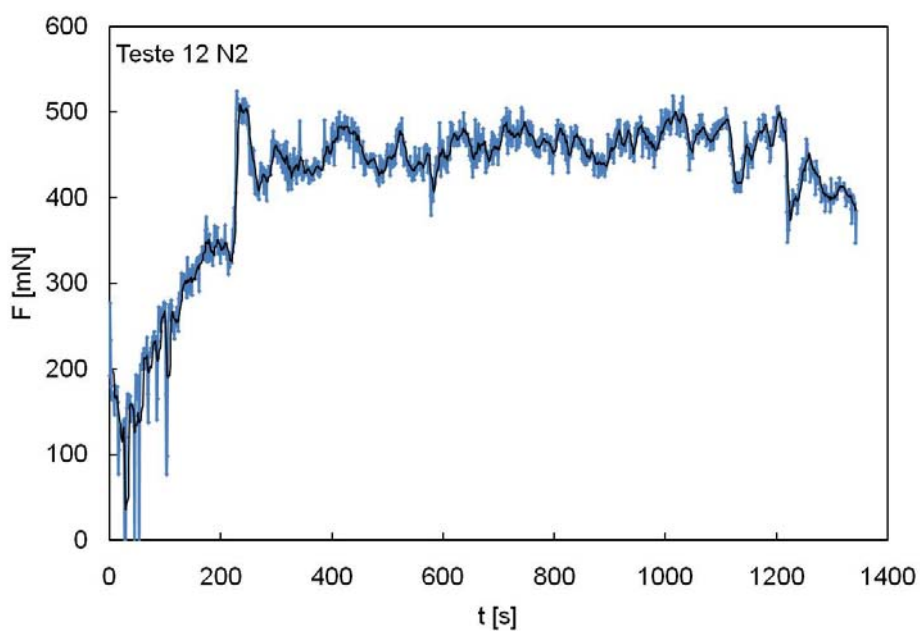


Figura 4.10 - Empuxo medido em um teste com nitrogênio gasoso e com aquecimento.

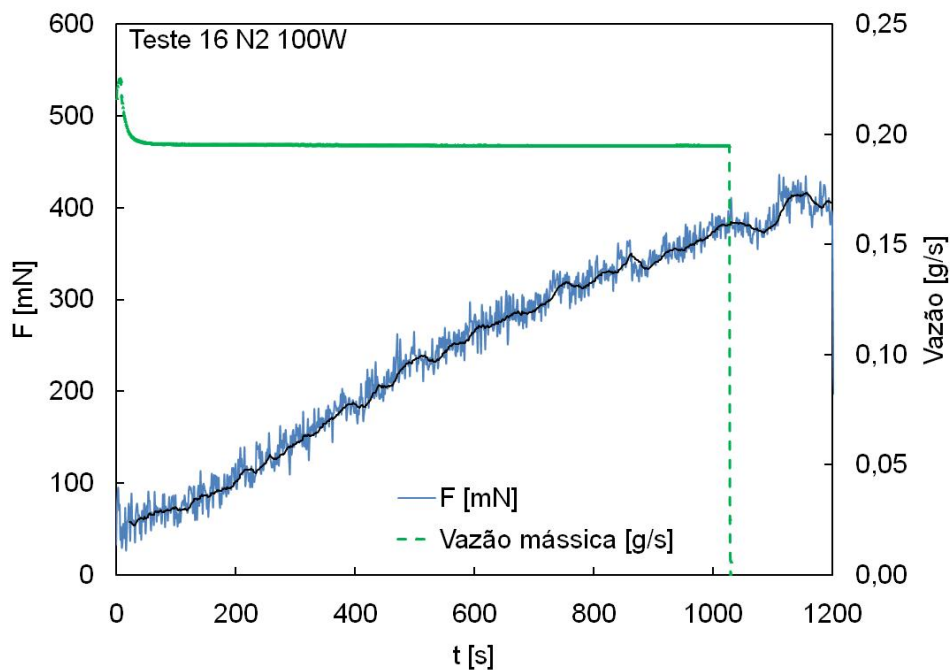


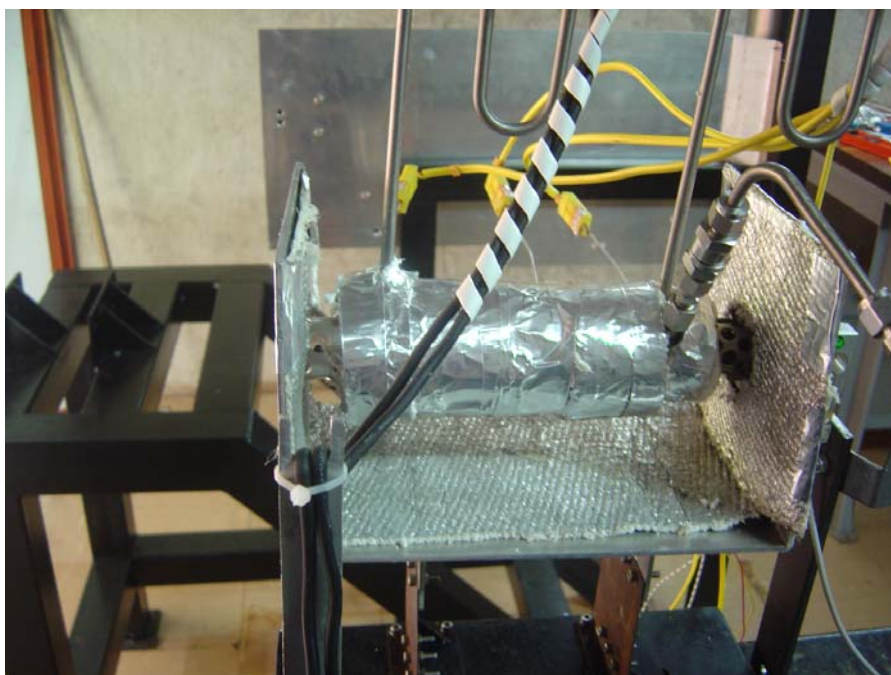
Figura 4.11 - Empuxo e vazão mássica medidos em um teste com nitrogênio gasoso e com aquecimento.

## 4.2 Testes Realizados com $N_2O$

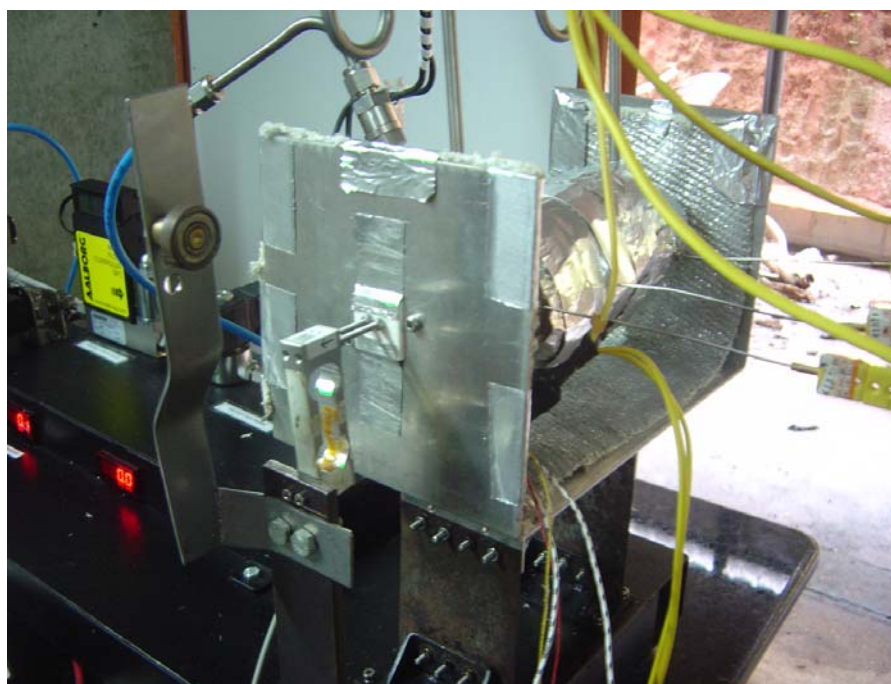
Para reduzir a transferência de calor do propulsor para o sistema de medida de empuxo foi adicionado um suporte intermediário, conforme mostrado na Figura 4.12.

O novo suporte foi feito com chapa de alumínio em forma de U, isolada com uma manta térmica presa com fitas de alumínio. Um lado foi apoiado na célula de carga e o outro possuía um furo passante por onde o propulsor podia se dilatar, não afetando a leitura da célula de carga. Foram também utilizadas lâminas mais longas para medida de empuxo devido ao aumento da massa do sistema.

Os testes com óxido nitroso somente foram realizados após as mudanças na bancada.

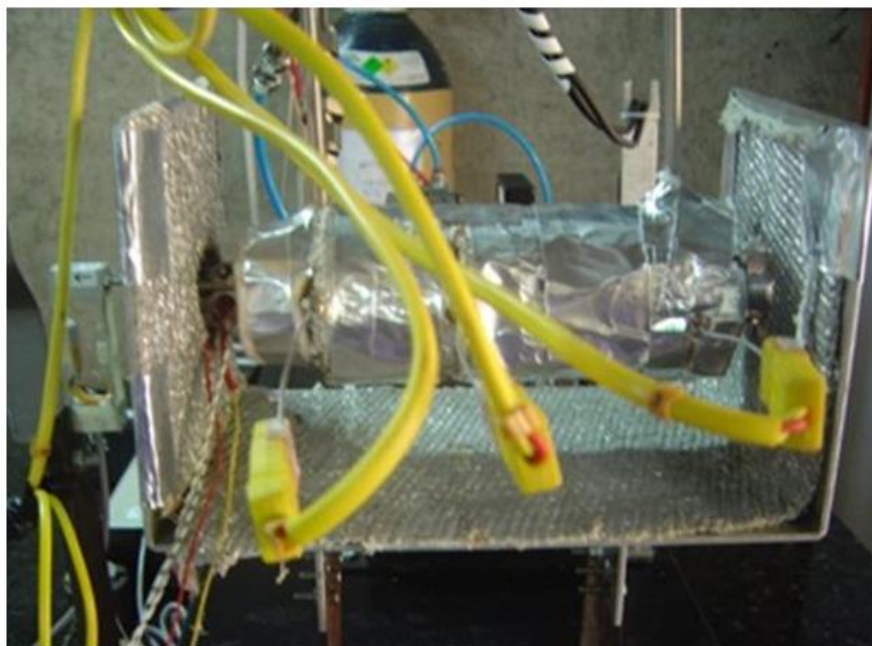


a) Vista do sistema de isolamento e das laminas.



b) Vista da célula de carga com sistema de isolamento.

Figura 4.12 - Propulsor eletrotérmico montado em um suporte intermediário para reduzir problemas com aquecimento da balança de empuxo. (Continua)



c) Vista do suporte com sensores de temperatura.

#### 4.2.1 Testes com $N_2O$ sem Catalisador e sem Aquecimento

A seguir são mostrados resultados de testes realizados com óxido nitroso sem catalisador ou alumina e sem aquecimento.

A Figura 4.13 mostra as temperaturas medidas no propulsor. Nota-se que as temperaturas não variam significativamente. A variação de temperatura, menor que 1 K, é devida à dissipação viscosa na câmara até a exaustão dos gases pela tubeira.

A Figura 4.14 mostra o empuxo e a vazão em função do tempo para um sistema usando  $N_2O$  sem fornecimento de energia. Nota-se que houve uma redução de empuxo causada pelo resfriamento do propulsor pela expansão do óxido nitroso frio dentro da câmara termo-catalítica.

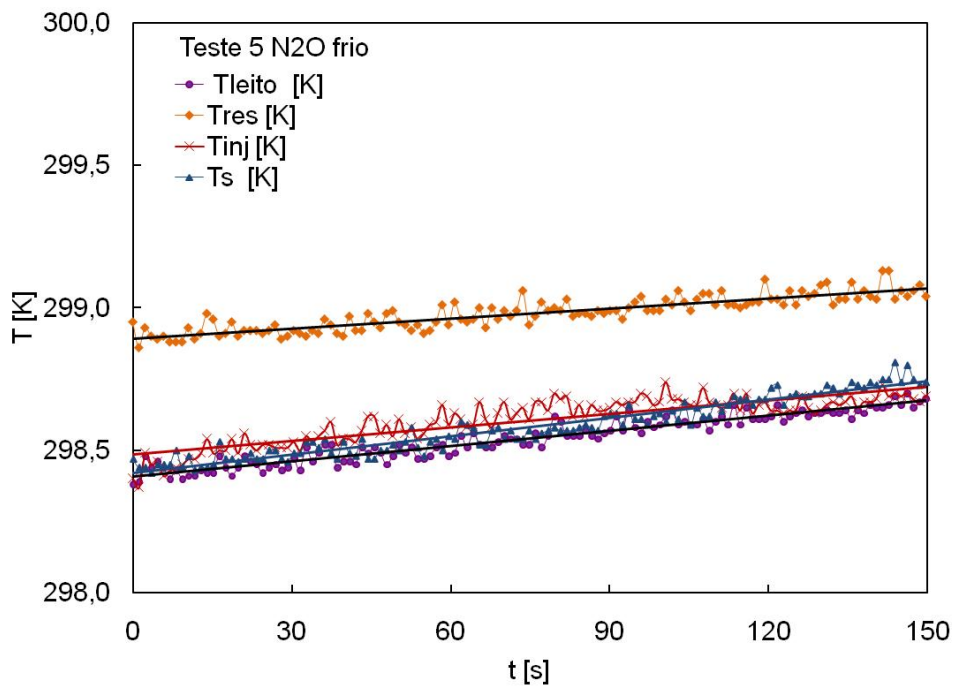


Figura 4.13 - Temperaturas medidas em um teste com  $N_2O$  sem aquecimento.

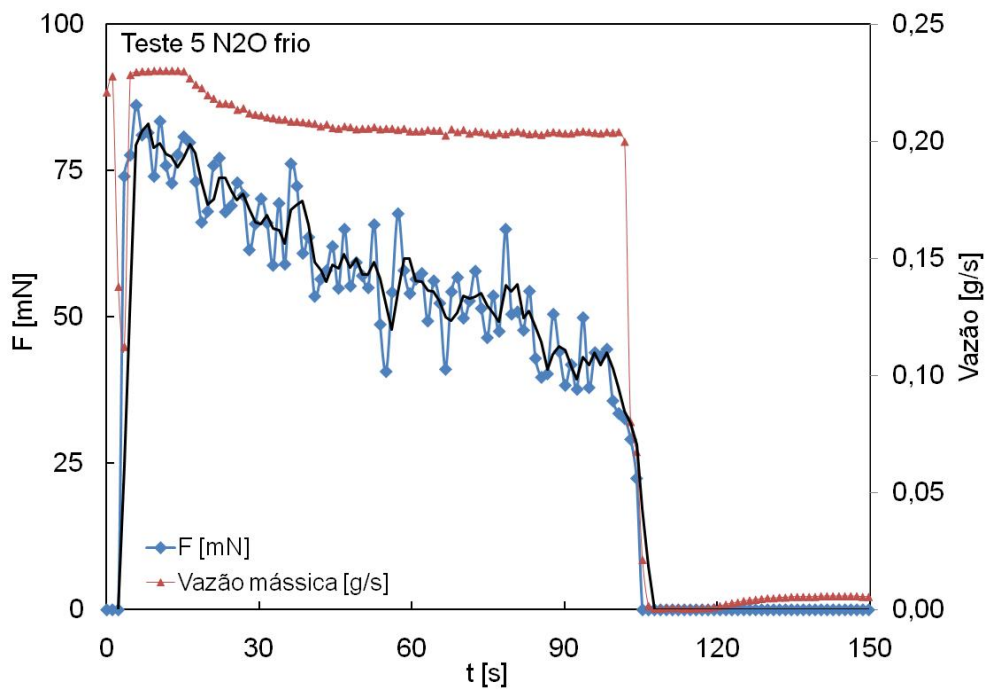


Figura 4.14 - Empuxo e a vazão mássica usando  $N_2O$  sem aquecimento.

#### 4.2.2 Testes com N<sub>2</sub>O sem Catalisador e com Aquecimento

As Figuras 4.15, 4.16 e 4.17 apresentam os efeitos da variação de vazão em um teste usando-se N<sub>2</sub>O gasoso, com aquecimento de 100 W e com 75 % do leito termo-catalítico preenchidos com alumina. Esses testes foram realizados com o controle de vazão através de um medidor e controlador de vazão feito remotamente.

Estas figuras mostram que a resposta do sistema à variação de vazão é imediata e que o aumento da vazão causa aumento no empuxo e na pressão e uma diminuição do impulso específico de 90 s para 60 s.

A vazão é muito baixa inicialmente e não há o entupimento da tubeira. Apenas quando a pressão na câmara chega a 2 bar ocorre o entupimento da tubeira e tem-se um aumento do empuxo de 60 para 90 mN.

Estas figuras mostram que o empuxo era baixo porque não estava obtendo uma pressão desejada na câmara conforme foi projetada inicialmente para uma pressão na câmara de 5 bar. Portanto o medidor e controlador de vazão só foi utilizado como medidor a partir destes testes.

O controle de vazão passou a ser controlado manualmente com uma válvula agulha e uma válvula on/off. Desta forma o controle era feito colocando o medidor e controlador em purge, ou seja, a válvula fica sempre aberta e o fluxo de propelente era então calibrado através da válvula agulha até chegar uma pressão desejada, depois disso o controle era apenas com uma válvula on/off.

A Figura 4.18 mostra o empuxo e a Figura 4.19 mostra o impulso específico e a vazão para uma pressão na câmara de 4 bar, com aquecimento de 100 W. Para este teste era preenchido com 75 % do leito catalítico com alumina. Nota-se que o impulso específico ficou abaixo de 90 s e que a vazão permaneceu relativamente constante após a injeção.

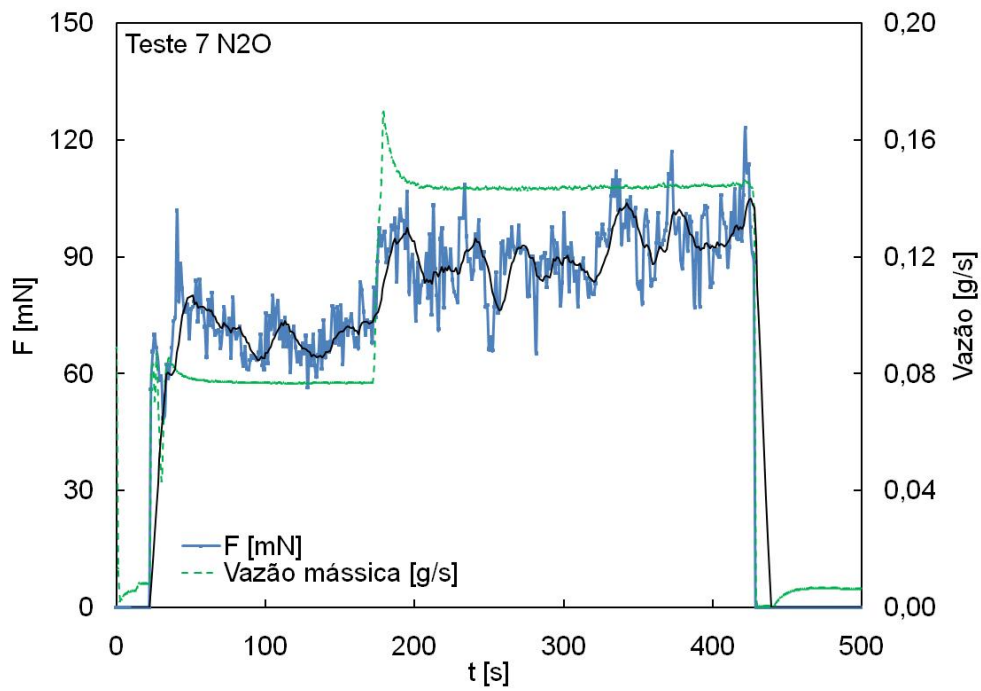


Figura 4.15 - Efeito da variação de vazão sobre o empuxo usando-se óxido nitroso gasoso, com potência de 100 W.

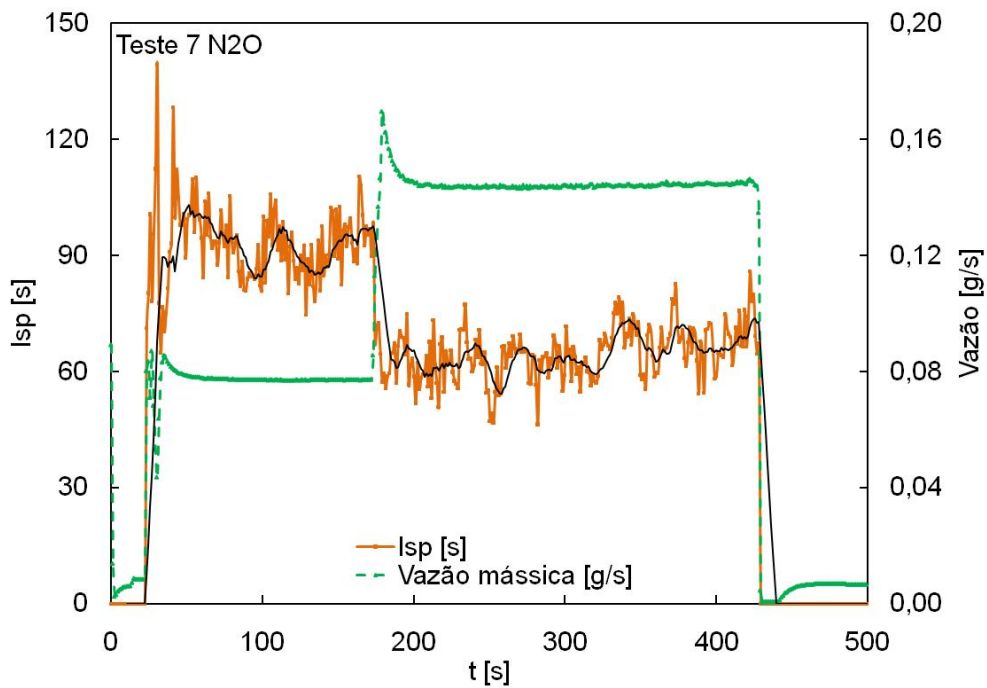


Figura 4.16 - Efeito da variação de vazão sobre o impulso específico usando-se óxido nitroso gasoso, com potência de 100 W.

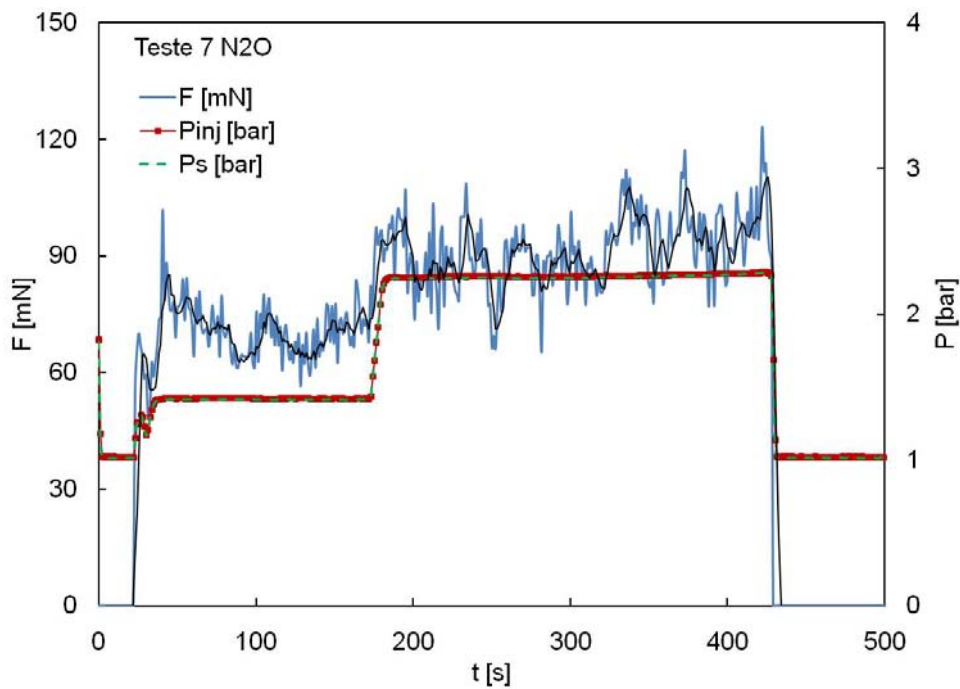


Figura 4.17 - Efeito da variação de vazão sobre empuxo e pressões de injeção e saída do leito usando-se óxido nitroso gasoso, com potência de 100 W.

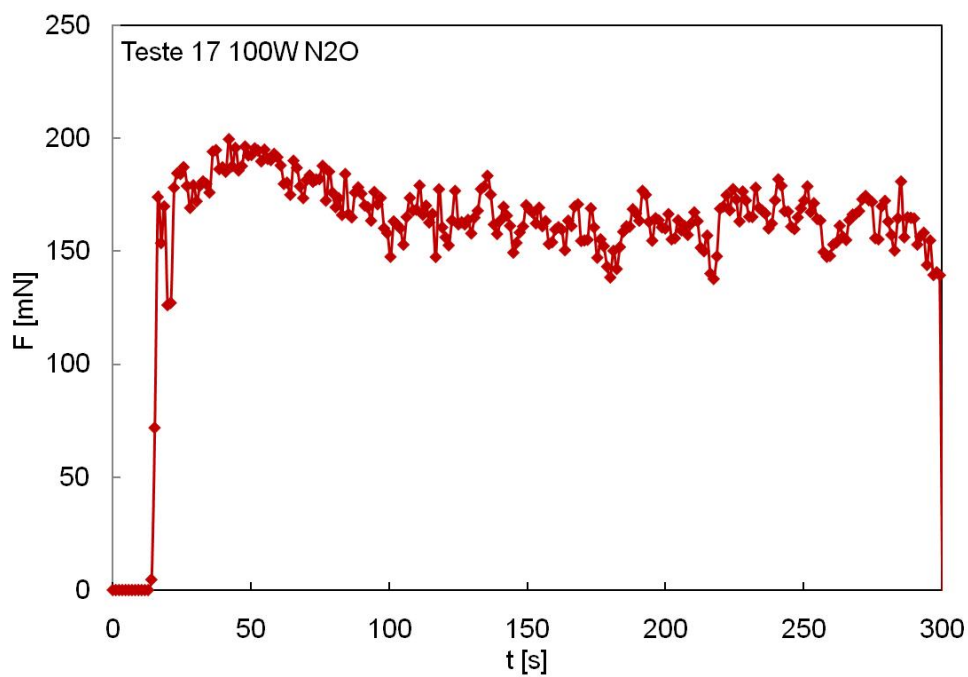


Figura 4.18 - Empuxo medido usando-se  $N_2O$  gasoso com potência de 100 W e  $P_c = 4$  bar.



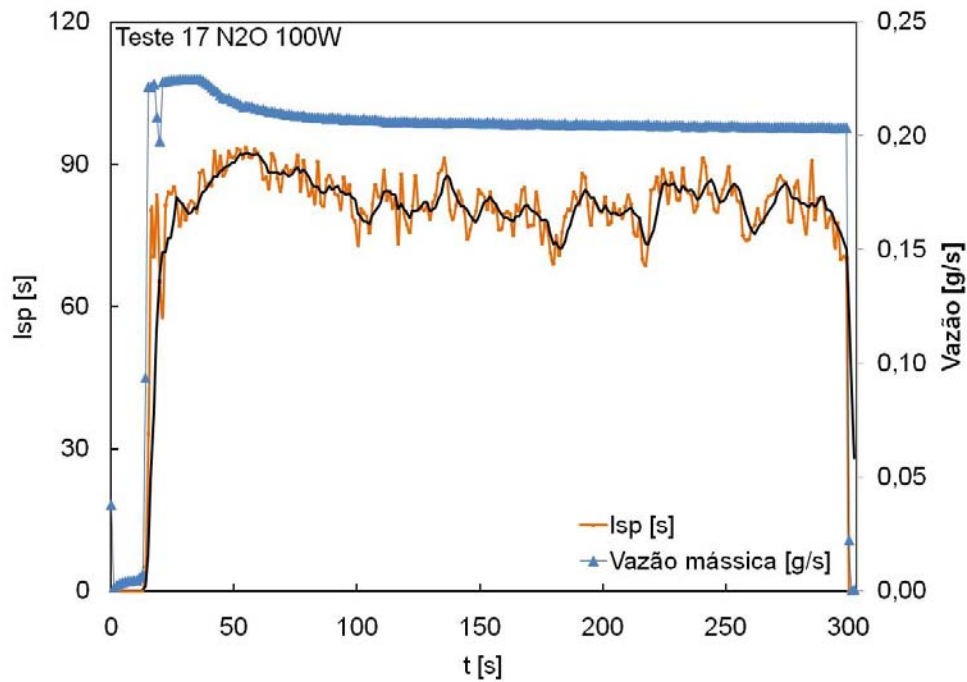


Figura 4.19 - Impulso específico e vazão mássica medidos usando-se  $N_2O$  gasoso com potência de de 100 W e  $P_c = 4$  bar.

As Figuras de 4.20 a 4.27 mostram os efeitos de diferentes níveis de aquecimento sobre o empuxo, vazão mássica, pressão na saída da câmara, impulso específico, temperatura na saída da câmara e eficiência propulsiva, respectivamente, usando-se óxido nítrico gasoso e com 75 % do leito termocatalítico preenchidos com alumina.

Nestes testes a válvula agulha era mantida com a mesma abertura e para cada potência utilizada o propulsor era pré-aquecido até atingir a temperatura de equilíbrio.

Verifica-se na Figura 4.20 que com 100 W o empuxo médio ficava em torno de 160 mN, com 200 W o empuxo médio era cerca de 170 mN, com 300 W o empuxo médio ficava em torno de 220 mN, e com 400 W o empuxo médio era cerca de 240 mN.

Pode-se notar na Figura 4.21 que as vazões mássicas permaneceram aproximadamente constantes, exceto com 100 W quando a vazão foi menor, devido ao ajuste do escoamento às condições de baixo aquecimento e às perdas de calor.

A Figura 4.22 mostra que as pressões de saída da câmara catalítica tendiam a se reduzir com a potência fornecida, porém havendo uma inversão em 200 e 300 W.

A Figura 4.23 mostra que o impulso específico aumentou com o aumento da potência fornecida, variando de 80 a 120 s. A utilização de um divergente na tubeira poderia aumentar significativamente o impulso específico. O coeficiente de empuxo ideal e o impulso específico ideal, com  $\gamma = 1,2$ , aumentam de cerca de 0,8, com razão de expansão 1, para cerca de 1,4, com razão de expansão 4, e para em torno de 1,9, com razão de expansão 100. Isto possibilitaria um aumento médio de 100 s para mais de 200 s no impulso específico.

Pode-se notar nas Figuras 4.24 e 4.25 que as temperaturas na injeção e no leito ficaram próximas para os níveis de aquecimento de 200, 300 e 400 W. Para 100 W de aquecimento houve maior resfriamento na saída da câmara termo-catalítica. Verifica-se que as temperaturas do leito atingiram um patamar de equilíbrio, antes da injeção do propelente, em torno de 800 K para os níveis 100, 200 e 300 W de aquecimento e 600 K para 100 W de aquecimento.

A Figura 4.26 indica que a temperatura na saída do leito com 100 W de aquecimento era significativamente menor que nos demais casos, devido ao maior resfriamento do termopar nas proximidades da tubeira. Pode-se notar que nas Figuras 4.24 e 4.25 as temperaturas na injeção e no leito ficaram próximas para todos os níveis de aquecimento. É importante notar que em todos os casos há uma pequena queda na temperatura devido ao resfriamento da câmara termo-catalítica.

A Figura 4.27 mostra a eficiência propulsiva para os diferentes níveis de aquecimento, utilizando-se a Eq. 2.19. Verifica-se que aumentando o fornecimento de energia ao sistema a eficiência do propulsor aumenta. Portanto a maior eficiência era para os casos com 200, 300, 400W, ficando acima dos 60 % enquanto para o caso com 100 W abaixo de 50 %.

Observou-se que não houve a decomposição térmica ou catalítica do óxido nitroso, pelas temperaturas relativamente baixas que foram alcançadas no propulsor.

Conclui-se que quanto maior a energia adicionada ao sistema maior será o empuxo e o impulso específico, conforme previsto teoricamente no Capítulo 2.

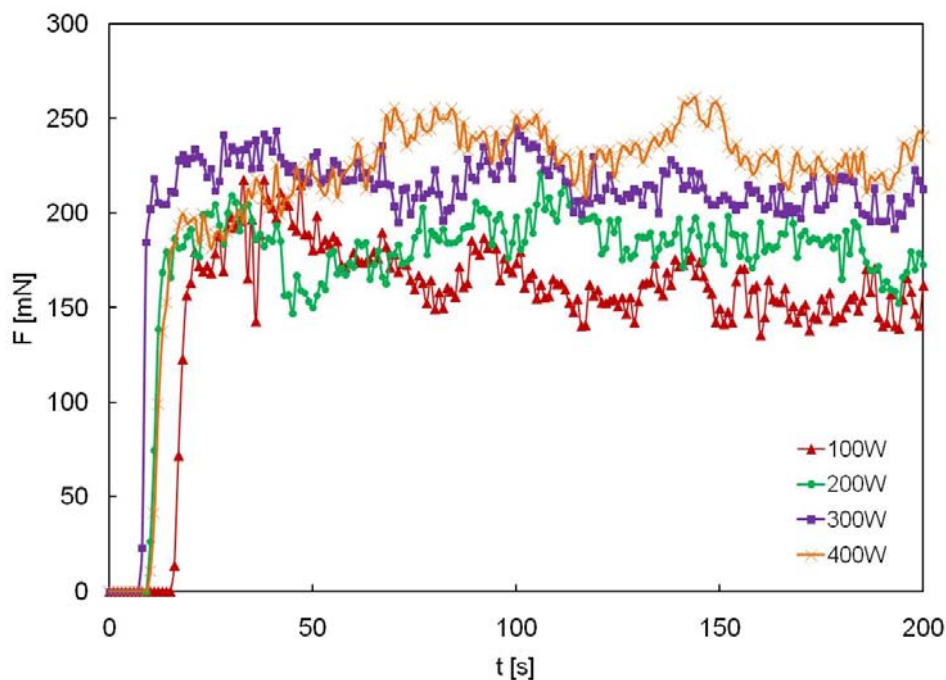


Figura 4.20 - Efeito da adição de energia sobre o empuxo usando-se óxido nitroso gasoso, sem decomposição catalítica.

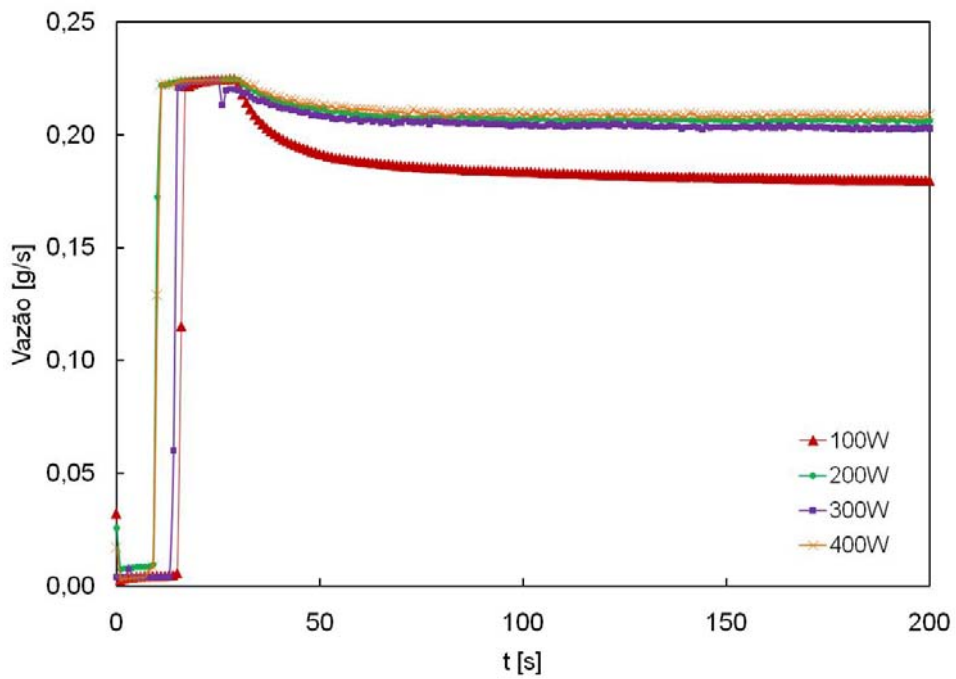


Figura 4.21 - Efeito da adição de energia sobre a vazão mássica usando-se óxido nítrico gasoso, sem decomposição catalítica.

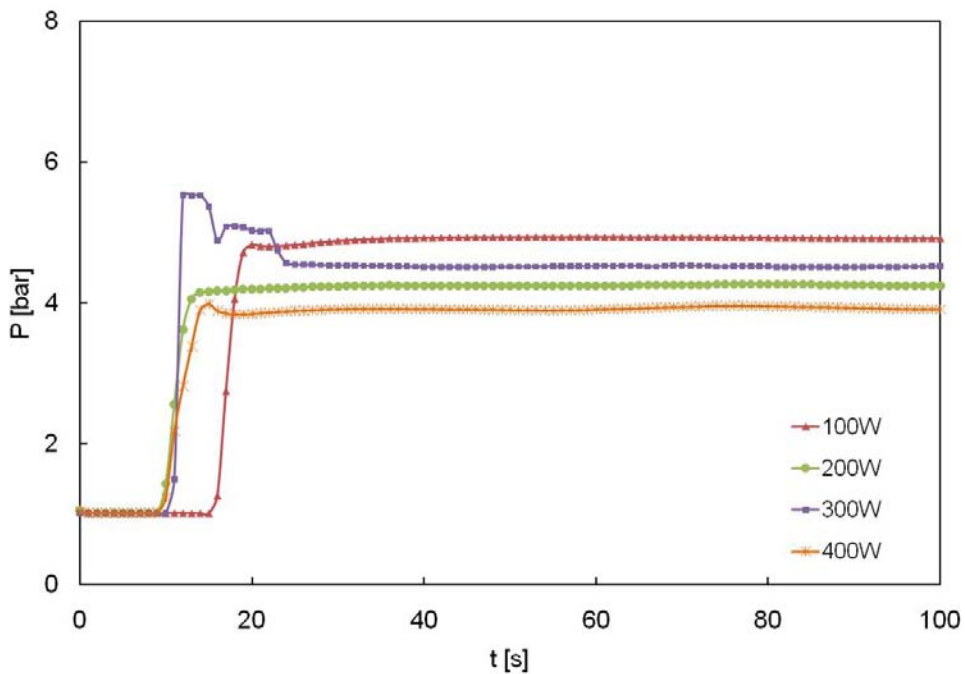


Figura 4.22 - Efeito da adição de energia sobre a pressão na saída do leito usando-se óxido nítrico gasoso, sem decomposição catalítica.

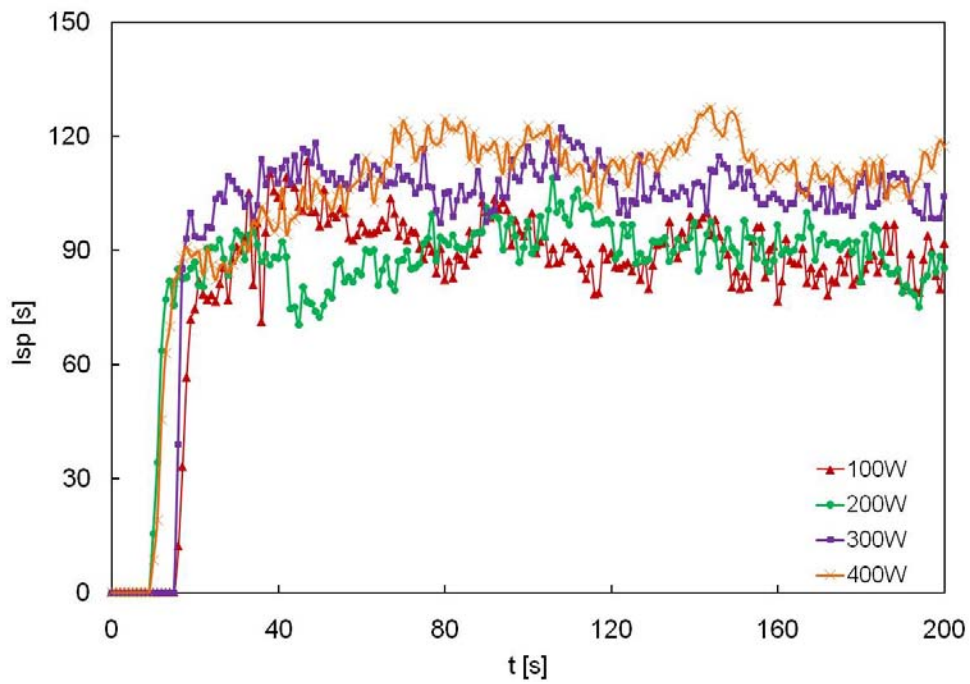


Figura 4.23 - Efeito da adição de energia sobre o impulso específico usando-se óxido nítrico gasoso, sem decomposição catalítica.

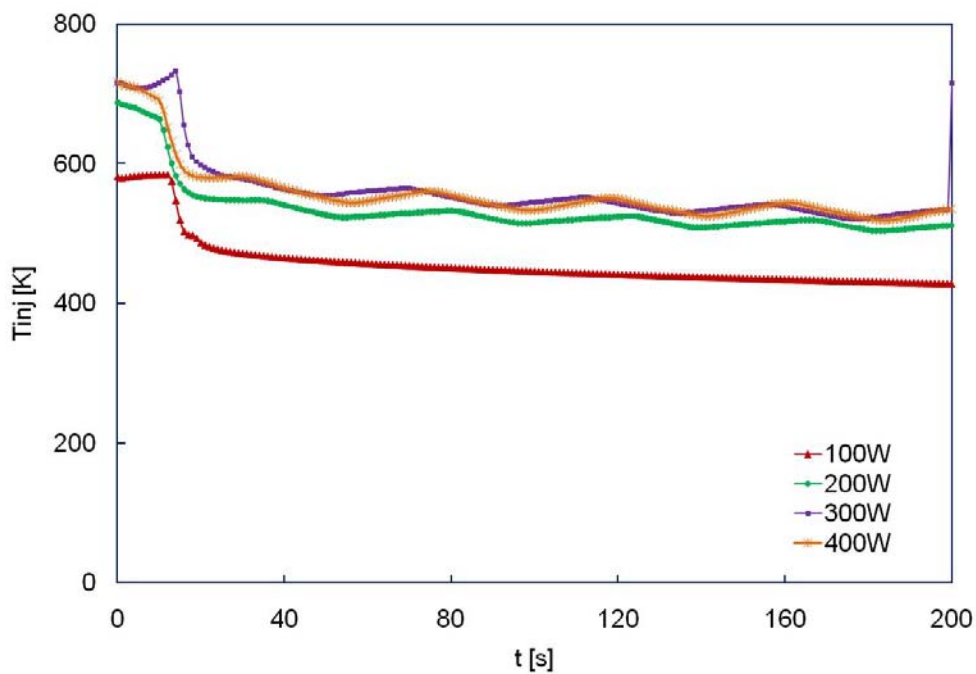


Figura 4.24 - Efeito da adição de energia sobre as temperaturas na injeção usando-se óxido nítrico gasoso, sem decomposição catalítica.

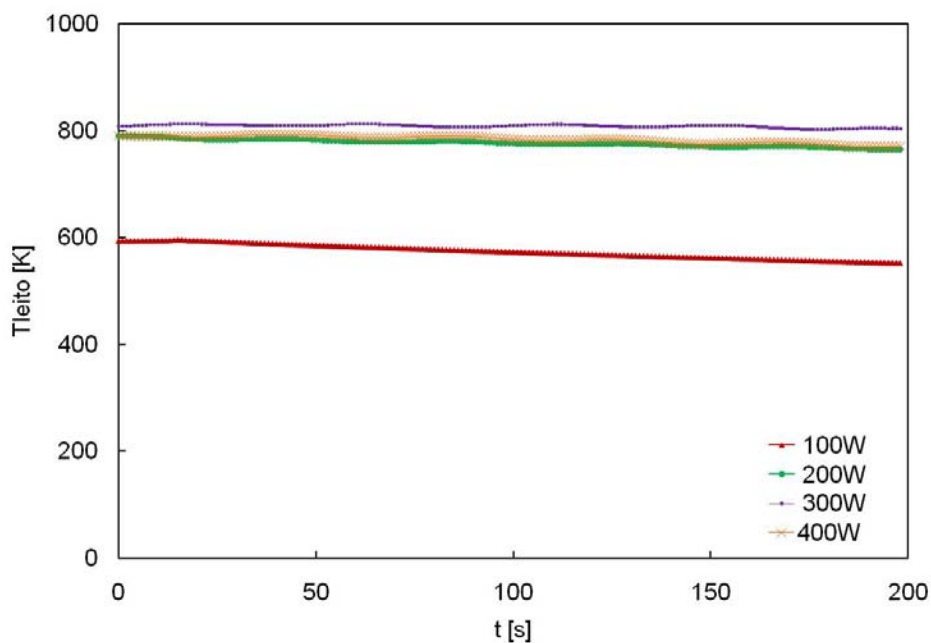


Figura 4.25 - Efeito da adição de energia sobre as temperaturas no leito termo-catalítico usando-se óxido nítrico gasoso, sem decomposição catalítica.

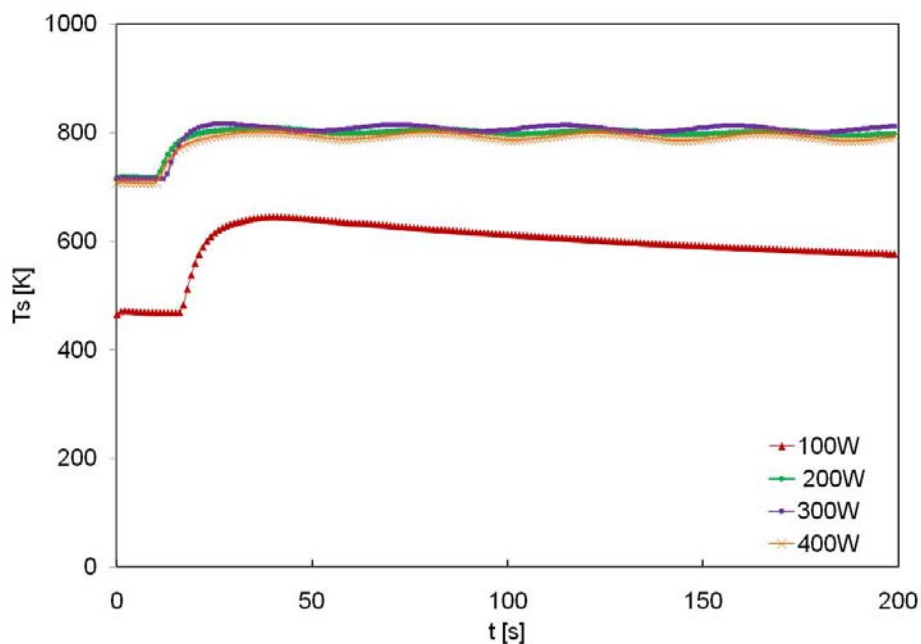


Figura 4.26 - Efeito da adição de energia sobre as temperaturas na saída do leito termo-catalítico usando-se óxido nítrico gasoso, sem decomposição catalítica.

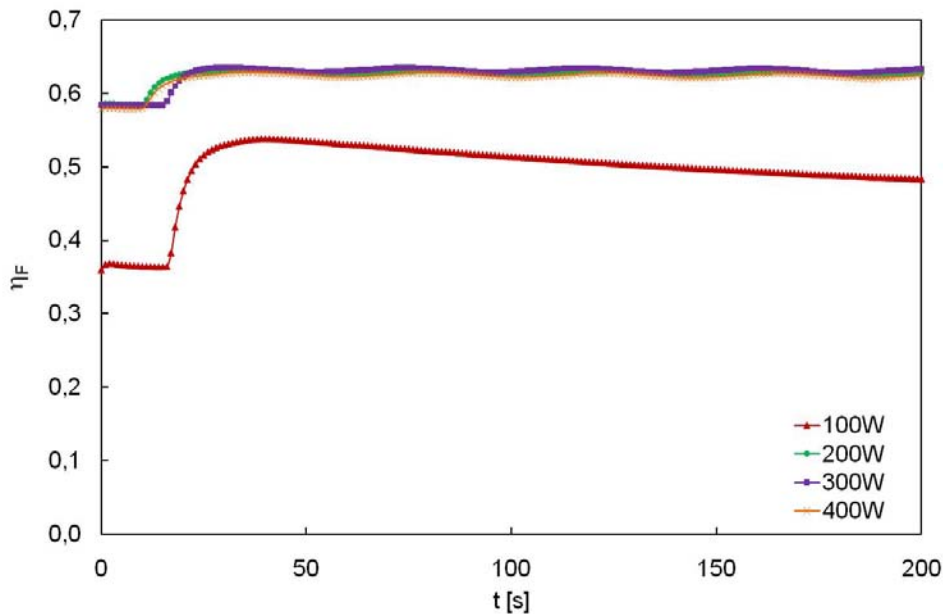


Figura 4.27 - Efeito da adição de energia sobre as eficiências propulsivas usando-se óxido nitroso gasoso, sem decomposição catalítica.

#### 4.2.3 Testes Realizados com N<sub>2</sub>O, com Catalisador e com Aquecimento e Disparos Contínuos

A seguir são mostrados resultados de alguns testes realizados com N<sub>2</sub>O, com aquecimento e usando catalisador de rutênio suportado em alumina (Ru/Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>). Nestes testes 25 % do leito termo-catalítico foram preenchidos com catalisadores e 75 % foram preenchidos com alumina.

As Figuras 4.28, 4.29, 4.30 e 4.31 comparam, respectivamente, o empuxo, a vazão, pressão na câmara e a eficiência do propulsor com catalisador e sem catalisador, ambos com 75 % do leito termo-catalítico preenchidos com alumina. A potência elétrica fornecida foi de 400 W para os dois casos.

A eficiência propulsiva na Figura 4.31 foi calculada usando-se a Eq. 2.18 e admitindo-se  $T_e = T_{amb} = 298$  K.  $T_{oc}$  foi admitida como a temperatura na saída do leito catalítico.

Nota-se que no caso sem catalisador o empuxo não ultrapassava 100 mN enquanto que no caso com catalisador o sistema forneceu 200 mN. O aumento do empuxo deveu-se à decomposição exotérmica do  $N_2O$ , formando uma mistura mais quente de gases e de menor peso molecular, produzindo assim uma maior velocidade de exaustão na tubeira.

Verificou-se que para os dois casos com catalisador e sem catalisador a pressão na câmara era de 4,5 bar, mantidas vazões relativamente próximas.

Verifica-se que na Figura 4.31 para o caso com catalisador a eficiência propulsiva é melhor que para o caso sem catalisador. Pode-se notar também que os dois casos apresentam uma eficiência propulsiva relativamente alta, acima de 50 %, devido ao grande fornecimento de energia ao sistema.

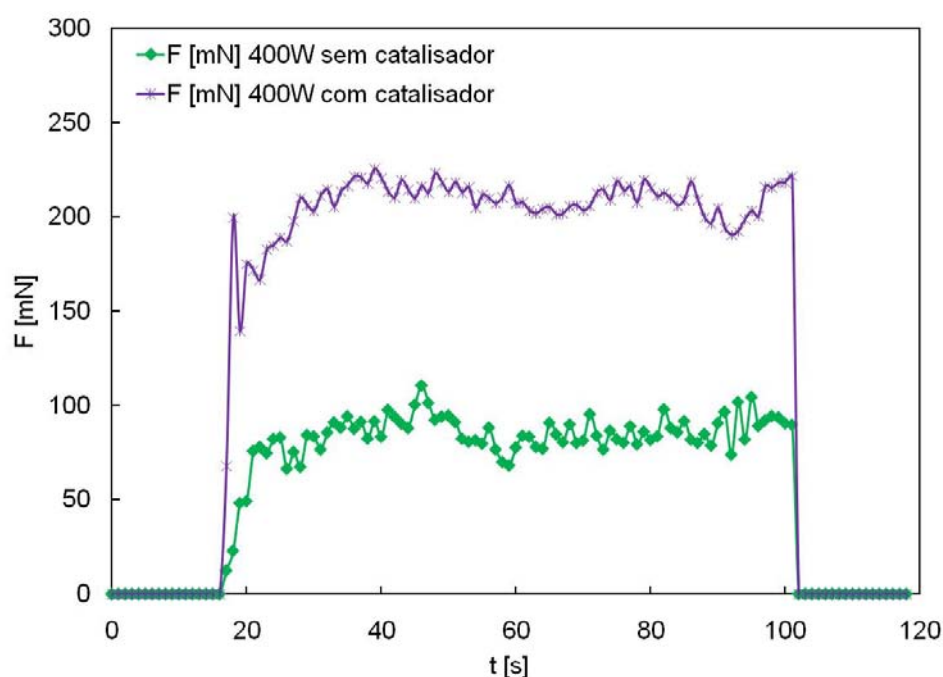


Figura 4.28 - Perfil do empuxo para um sistema com adição de energia sem catalisador e com adição de energia e com catalisador.



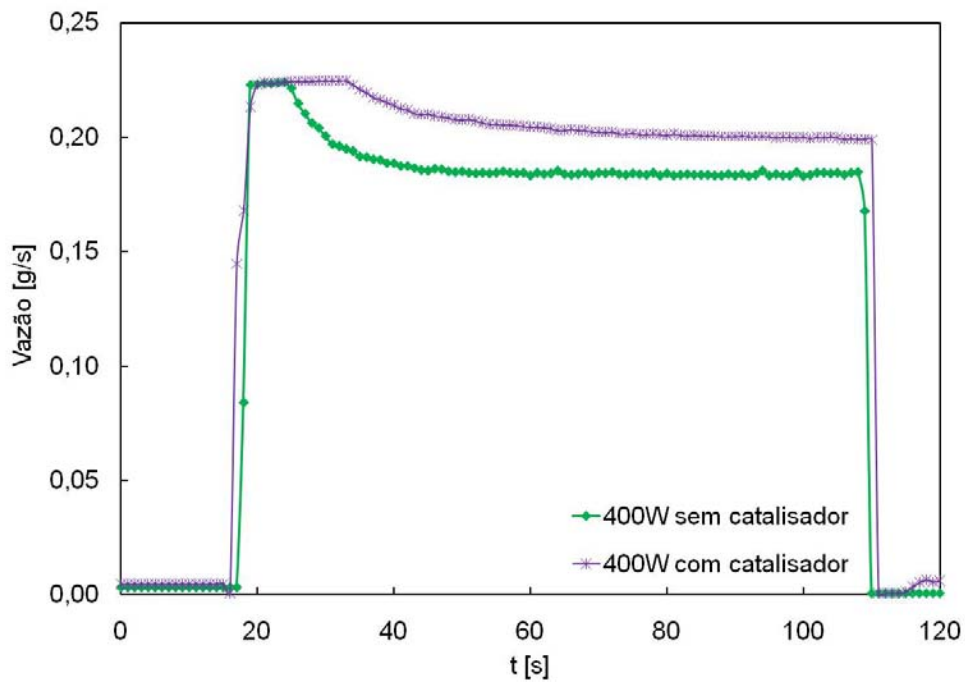


Figura 4.29 - Vazão mássica para um sistema com adição de energia sem catalisador e com adição de energia e com catalisador.

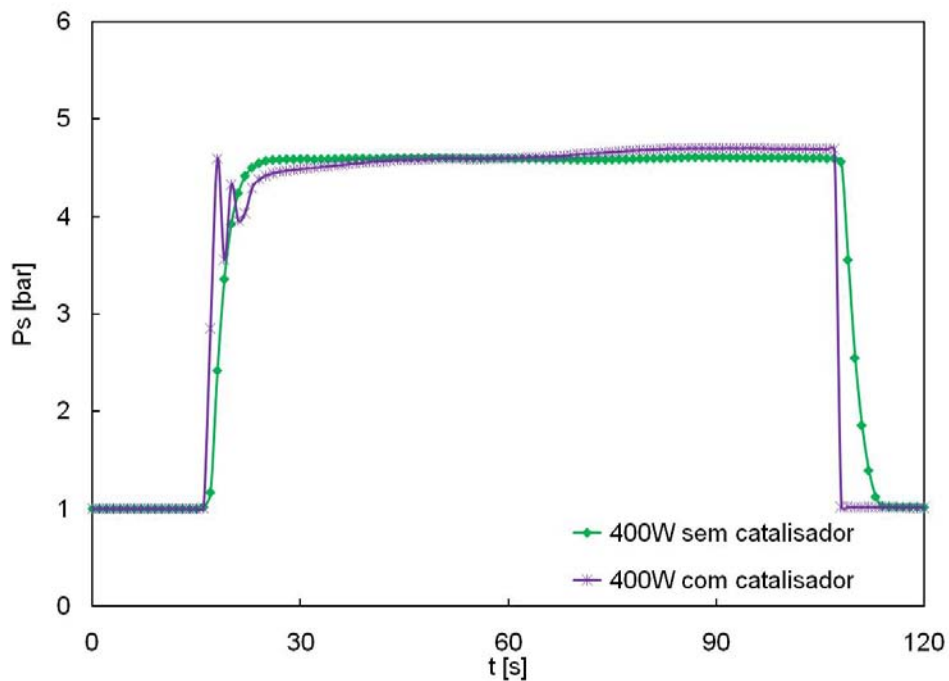


Figura 4.30 - Pressão na câmara para um sistema com adição de energia sem catalisador e com adição de energia e com catalisador.

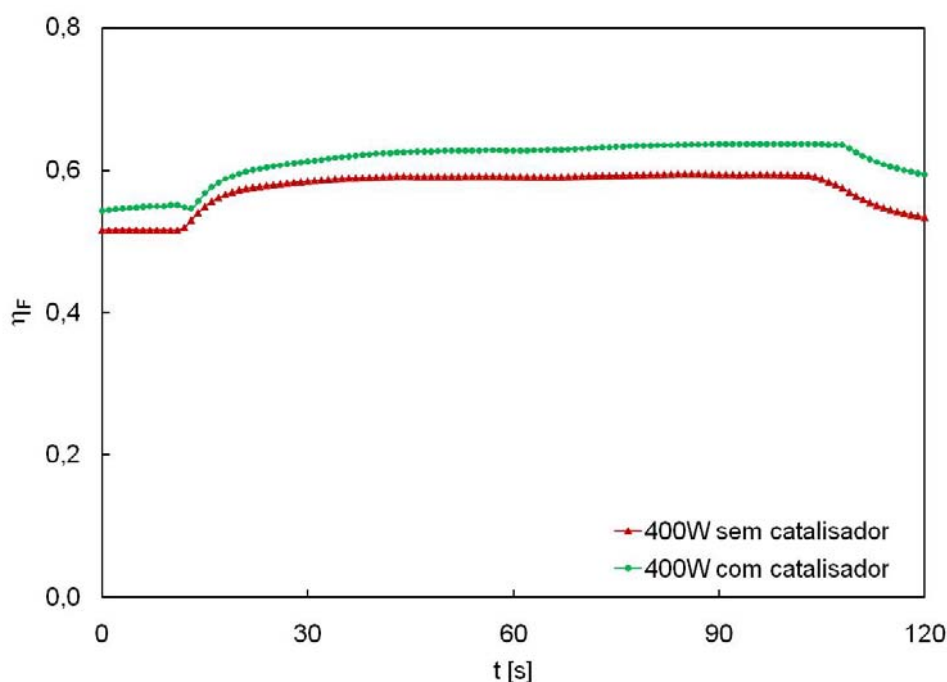


Figura 4.31- Eficiência propulsiva para os casos sem catalisador e com catalisador.

As Figuras 4.32, 4.33, 4.34, 4.35 e 4.36 mostram resultados dos testes realizados com catalisadores de rutênio suportado em alumina ( $\text{Ru}/\text{Al}_2\text{O}_3$ ) havendo a decomposição exotérmica catalítica. O aquecedor era desligado quando iniciava a decomposição catalítica.

A Figura 4.32 mostra as temperaturas e o empuxo obtidos aquecendo-se o leito catalítico com 200 W. A Figura 4.33 mostra a vazão e a pressão obtidas aquecendo-se o leito catalítico com 200 W.

A Figura 4.32 mostra o empuxo em função do tempo para um teste realizado com  $P_C = 4$  bar e com catalisador. Após o início do teste a temperatura cresceu rapidamente mostrando o efeito da decomposição exotérmica. A temperatura aumentou em função do próprio calor liberado pela reação de decomposição do óxido nítrico, mesmo estando desligado o sistema de aquecimento. A temperatura cresceu continuamente até alcançar cerca de 1100 K, quando então foi abortado o teste com o fechamento do sistema de alimentação de

propelente na câmara termo-catalítica para evitar danos ao aquecedor e ao propulsor.

A Figura 4.36 mostra a eficiência do propulsor utilizando catalisador com níveis de aquecimentos diferentes. Verifica-se que ambas acompanham o nível de aquecimento. Pode-se notar também que o caso com 200 W de aquecimento ultrapassa o caso de 450 W quando foi encerrado o fornecimento de propelente ao sistema.

A Figura 4.34 mostra as temperaturas e o empuxo obtidos aquecendo-se o leito catalítico com 450 W. A Figura 4.35 mostra a vazão e a pressão obtidos com 450 W.

Nota-se que nestes testes a temperatura alcançou 1100 K em menos de 100 s e que a decomposição do óxido nítrico ocorreu assim que houve a injeção. Também se pode notar na Figura 4.32 que a temperatura final ( $T_s$ ) ultrapassou os 800 K e que a temperatura no leito ( $T_{\text{leito}}$ ) quase não se alterou em nenhum dos dois testes.

As Figuras 4.37 e 4.39 mostram a pressão na saída da câmara e a vazão mássica para testes com aquecimento de 400 e 450 W, respectivamente, com decomposição catalítica. As Figuras 4.38 e 4.40 mostram o empuxo e a eficiência da velocidade característica para os mesmos casos. Nota-se que no caso com 400W de aquecimento a eficiência é máxima enquanto que no caso com 450W a eficiência fica próximo a 80%.

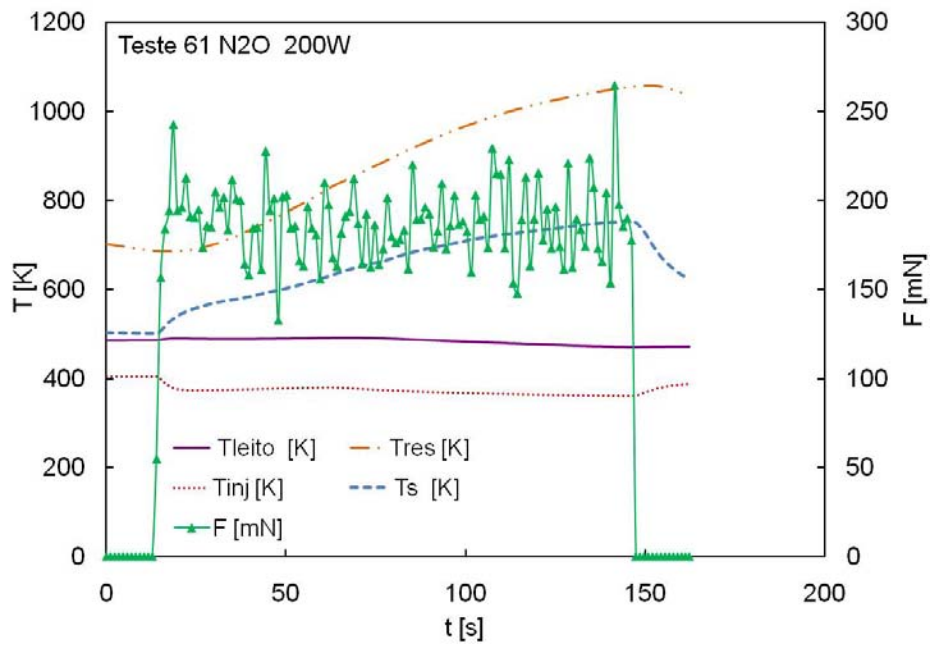


Figura 4.32 - Temperatura e empuxo para um propulsor com decomposição catalítica do N<sub>2</sub>O, com pré-aquecimento de 200 W.

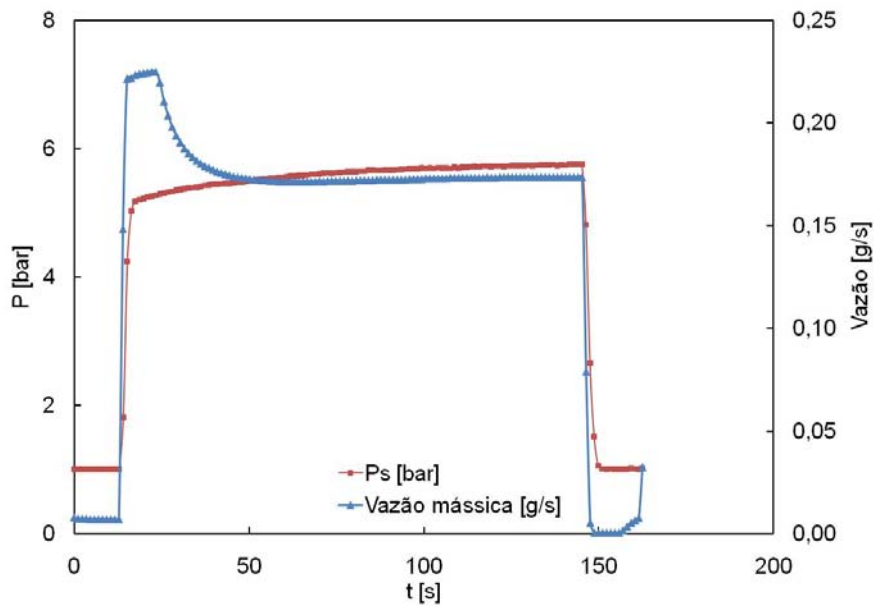


Figura 4.33 - Pressão e vazão mássica para um propulsor com decomposição catalítica do N<sub>2</sub>O, com pré-aquecimento de 200 W.

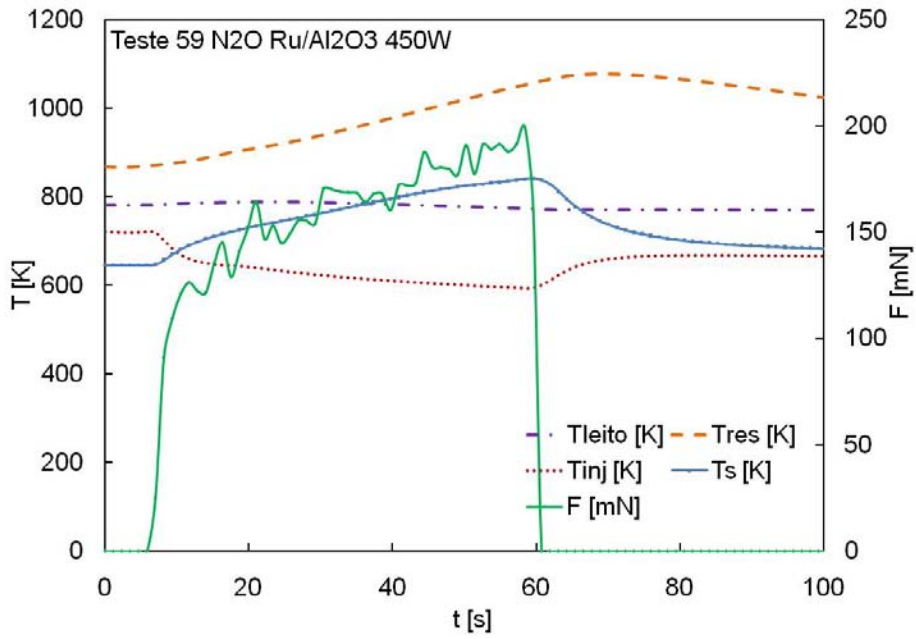


Figura 4.34 - Temperatura e empuxo para um propulsor com decomposição catalítica do N2O, com pré-aquecimento de 450 W.

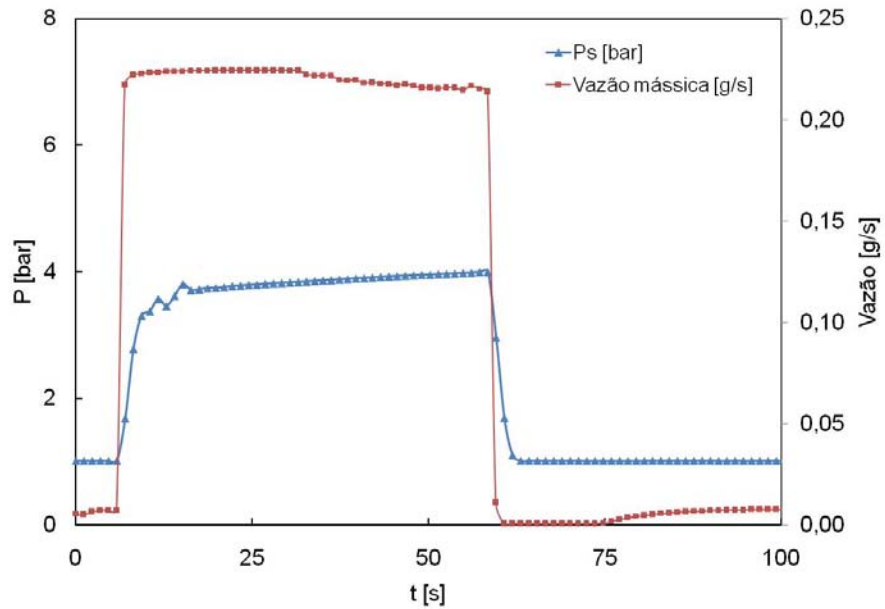


Figura 4.35 - Pressão e vazão mássica para um propulsor com decomposição catalítica do N2O, com pré-aquecimento de 450 W.

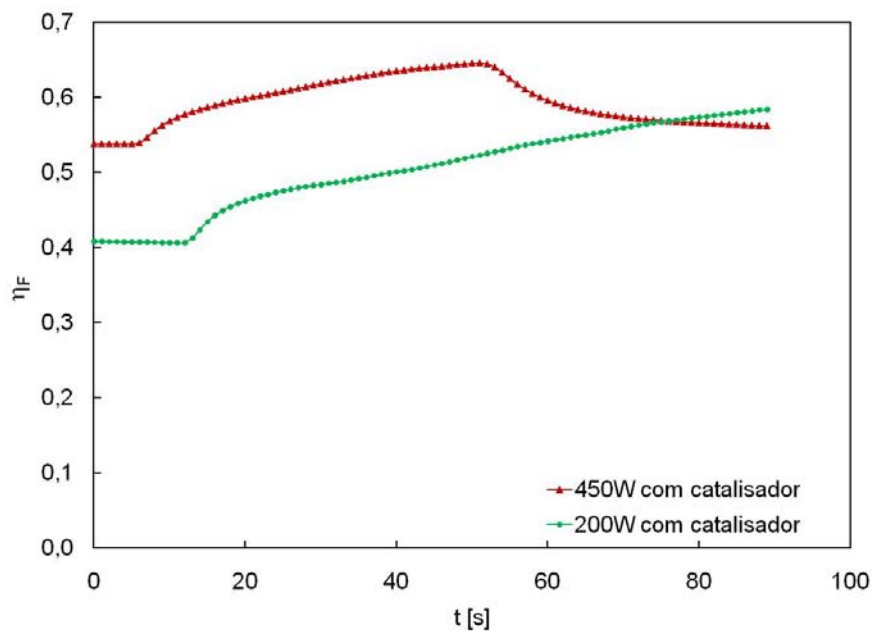


Figura 4.36 - Eficiência propulsiva para um propulsor com decomposição catalítica do  $N_2O$  e diferentes níveis de pré-aquecimento.

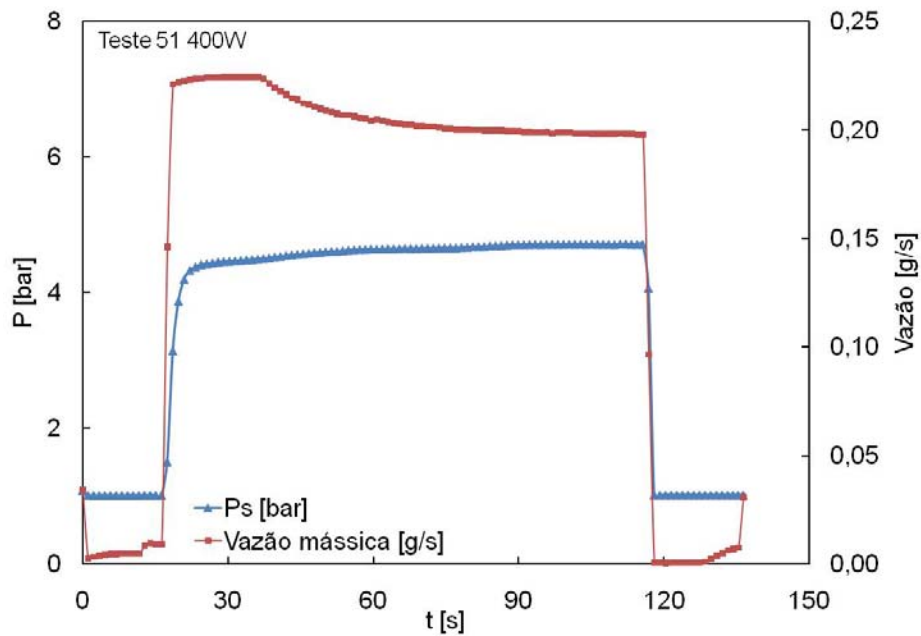


Figura 4.37 - Pressão na saída e vazão mássica para um propulsor com decomposição catalítica do  $N_2O$  com 400 W de energia.

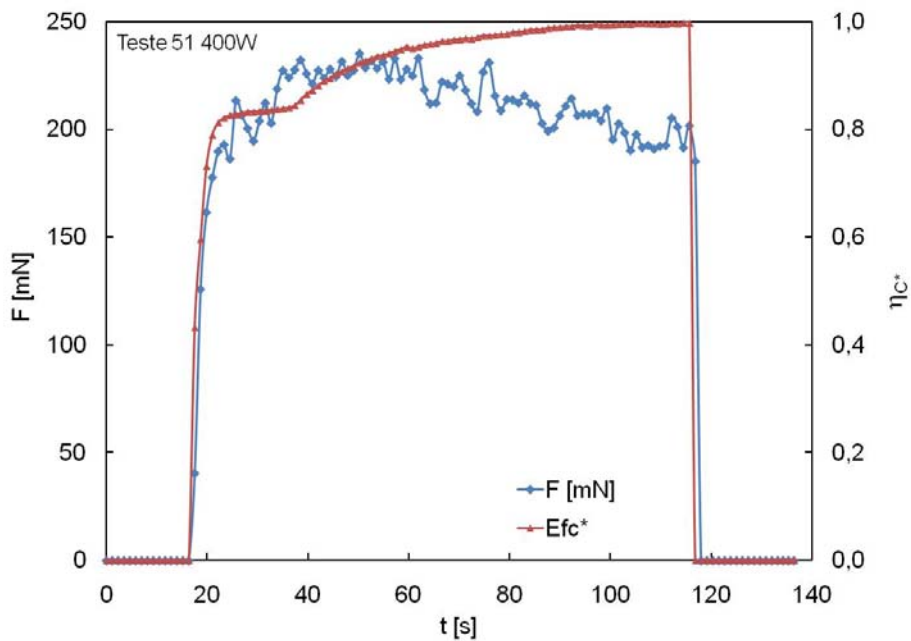


Figura 4.38 - Empuxo e eficiência da velocidade característica para um propulsor com decomposição catalítica do N<sub>2</sub>O com 400 W de energia.

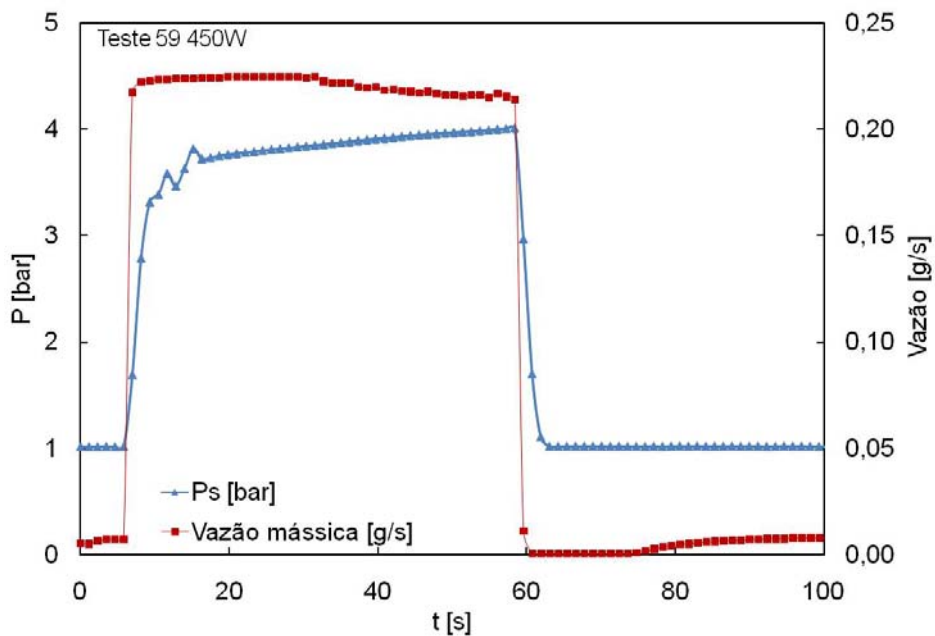


Figura 4.39 - Pressão na saída e vazão mássica para um propulsor com decomposição catalítica do N<sub>2</sub>O com 450 W de energia.

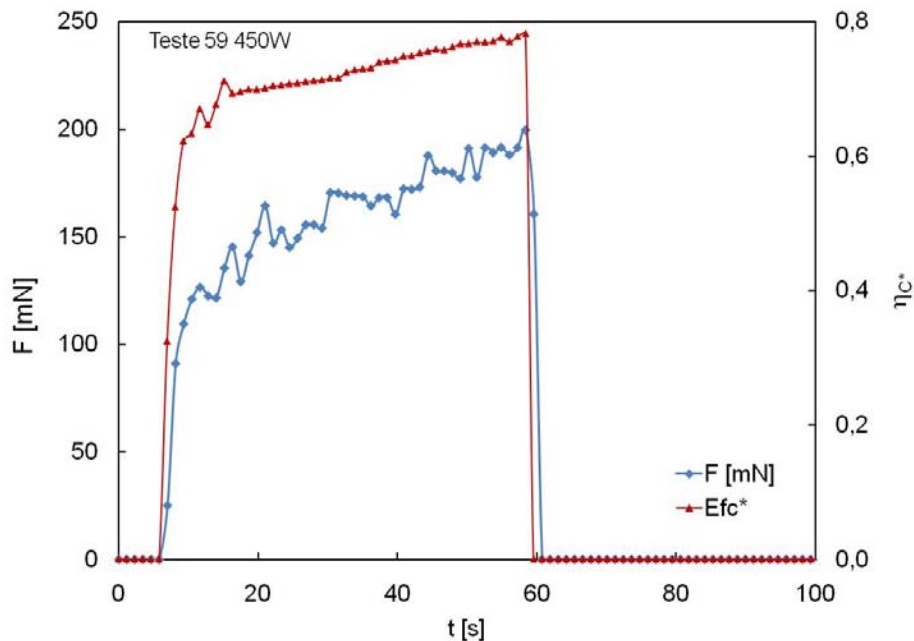


Figura 4.40 - Empuxo e eficiência da velocidade característica para um propulsor com decomposição catalítica do N<sub>2</sub>O com 450 W de energia.

#### 4.2.4 Testes Pulsados Realizados com N<sub>2</sub>O e com Catalisador

Os testes pulsados eram feitos para simular uma partida rápida. Os testes no propulsor geram um aumento de temperatura no leito catalítico e, conseqüentemente, variações na estrutura porosa e diminuição da superfície metálica do catalisador. Os testes em modo pulsado submetem o catalisador a grandes oscilações de pressão, permitindo também a avaliação de sua resistência mecânica.

As Figuras 4.41, 4.42, 4.43, 4.44 e 4.45 mostram os resultados da temperatura e empuxo em testes pulsados, realizados com pré-aquecimento do leito catalítico até a temperatura na injeção atingir cerca de 450 K, seguindo Zakirov (2000) que indica que a decomposição catalítica ocorre acima de 473 K. Ao se realizar a injeção, energia adicional era fornecida de 0 a 400 W.

Nota-se na Figura 4.41 que mesmo sem adição de energia, ocorre um aumento da temperatura, quase estabilizando em cerca de 600 K a partir do segundo



pulso. Verifica-se que o empuxo diminui acompanhando a diminuição da temperatura de injeção.

As Figuras 4.42 e 4.43 mostram que o empuxo pulsado aumenta com o aumento da temperatura de aquecimento.

As Figuras 4.44 e 4.45 mostram que os pulsos de empuxo e as temperaturas ficam mais constantes ao longo do tempo.

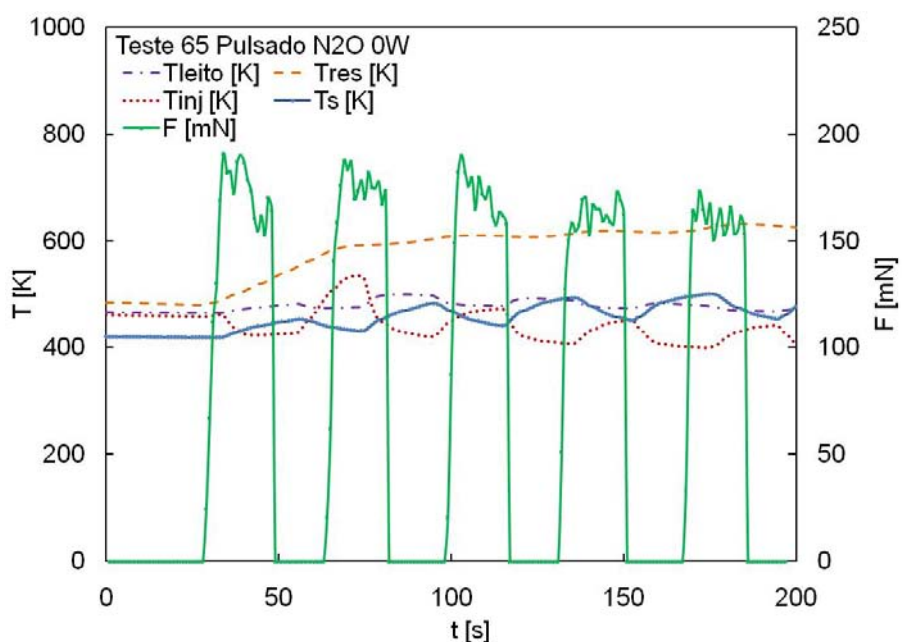


Figura 4.41 - Teste pulsado com partida a quente utilizando catalisador e sem o fornecimento de energia.

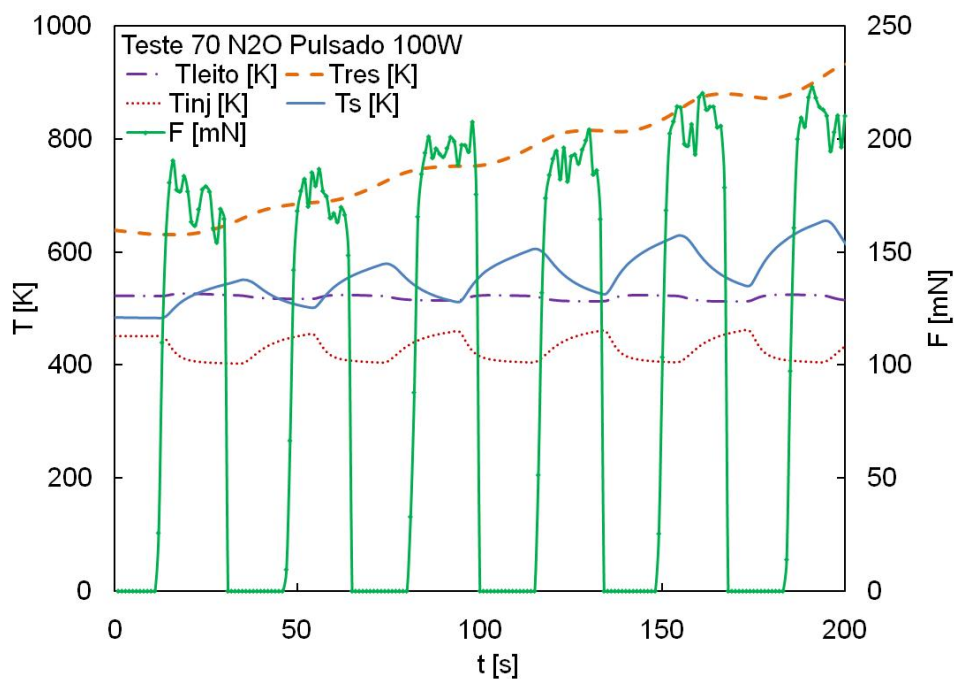


Figura 4.42 - Teste pulsado com partida a quente utilizando catalisador e com o fornecimento de 100 W.

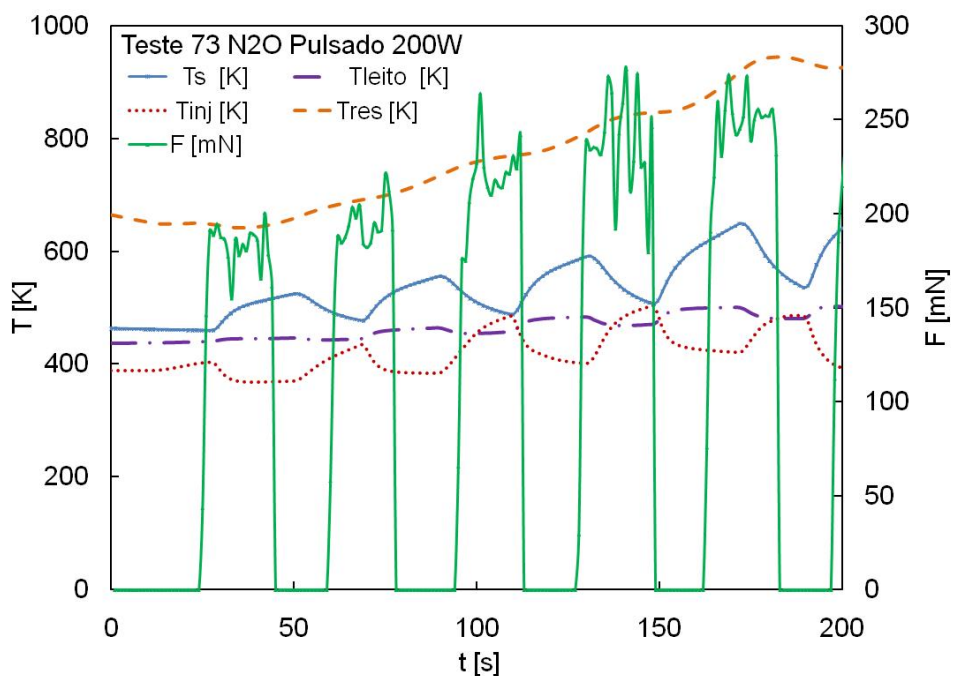


Figura 4.43 - Teste pulsado com partida a quente utilizando catalisador e com o fornecimento de 200 W.

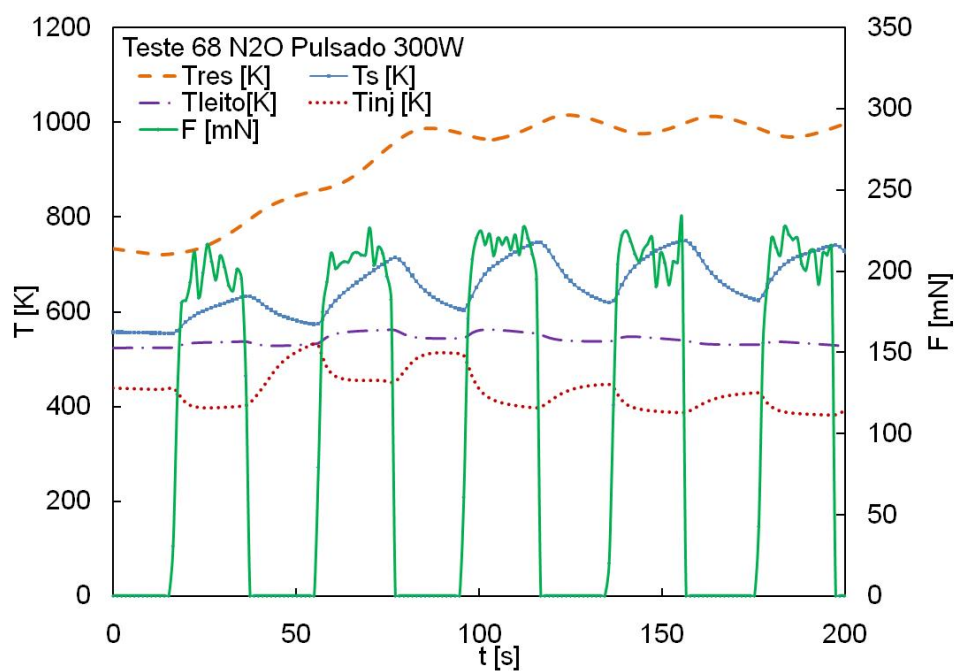


Figura 4.44 - Teste pulsado com partida a quente utilizando catalisador e com o fornecimento de 300 W.

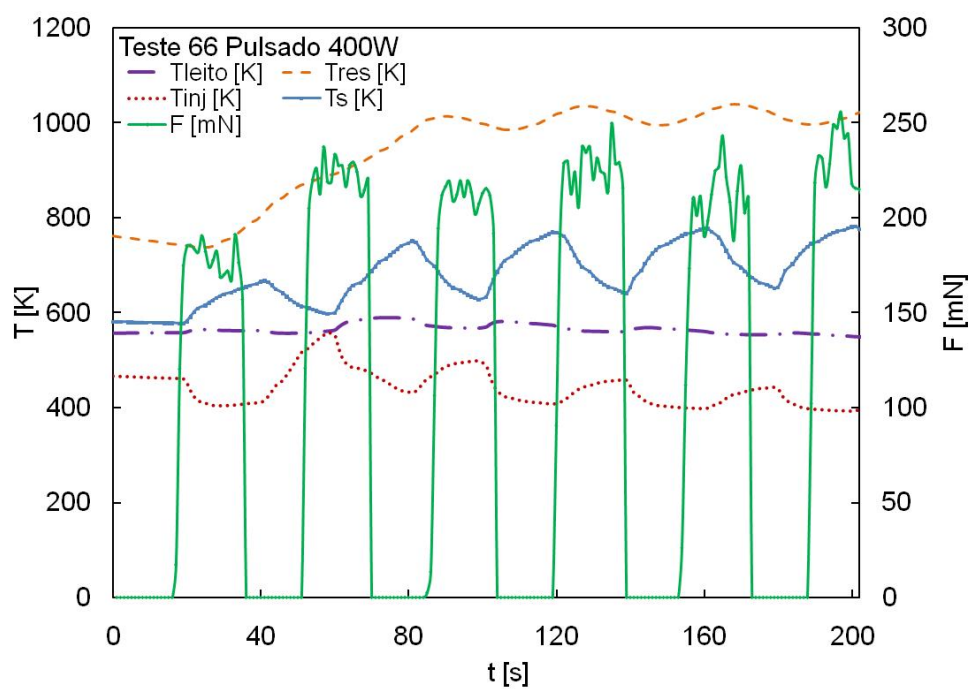


Figura 4.45 - Teste pulsado com partida a quente utilizando catalisador e com o fornecimento de 400 W.

### 4.3 Resultados como Ignitor Eletrotérmico

A seguir serão mostrados dois testes, um com vários disparos simulando um reignição rápida com a câmara do propulsor híbrido aberta e o segundo teste mostrando uma ignição bem sucedida do propulsor híbrido de 400 N utilizando uma vazão alta de óxido nítrico líquido.

São mostrados a seguir resultados de testes do propulsor eletrotérmico-catalítico funcionando como ignitor de um propulsor híbrido de 400 N. Este propulsor híbrido empregava parafina como combustível e óxido nítrico líquido como oxidante a uma pressão na câmara de 35 bar. A tubeira do ignitor era a mesma dos testes apresentados anteriormente, com diâmetro de garganta (saída) igual a 0,7 mm.

Na Figura 4.46 mostram-se os resultados de um teste com a câmara do propulsor híbrido aberta, conforme mostrado na Figura 3.27. Nesse teste utilizou-se um barbante na saída do ignitor impregnado com parafina e um pedaço de parafina na pré-câmara do propulsor híbrido para manter uma pequena chama.

Verifica-se na Figura 4.46 que quando ocorre o disparo do ignitor termocatalítico a temperatura na pré-câmara do propulsor híbrido aumentava rapidamente devido à ignição da parafina impregnada no barbante e do pedaço de parafina na pré-câmara. Observa-se na Figura 4.44 que houve vários disparos e que a re-ignição era obtida de forma rápida.

Na Figura 4.47 mostram-se resultados de um teste com a câmara do propulsor híbrido fechada e contendo o grão de parafina. Neste caso utilizou-se também o barbante impregnado com parafina e um pedaço de palha de aço na saída da tubeira do ignitor.

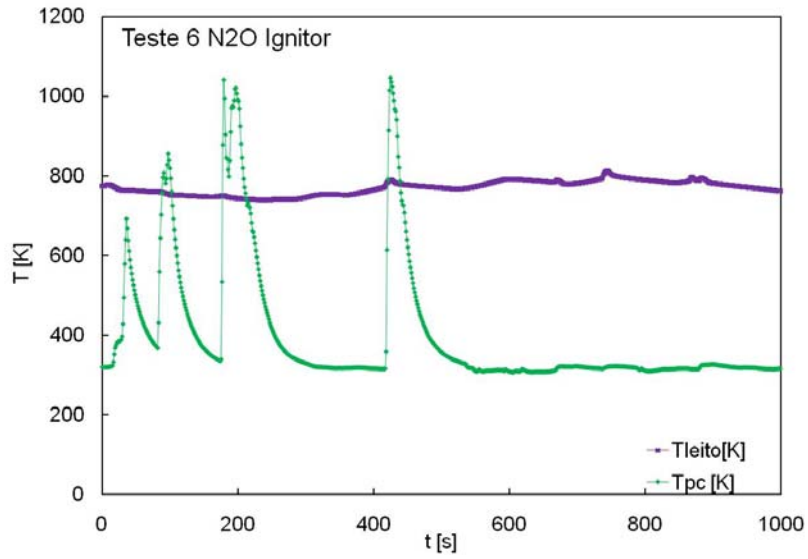


Figura 4.46 - Reignição na pré-câmara do motor híbrido aberto, após disparos do ignitor eletrotérmico-catalítico.

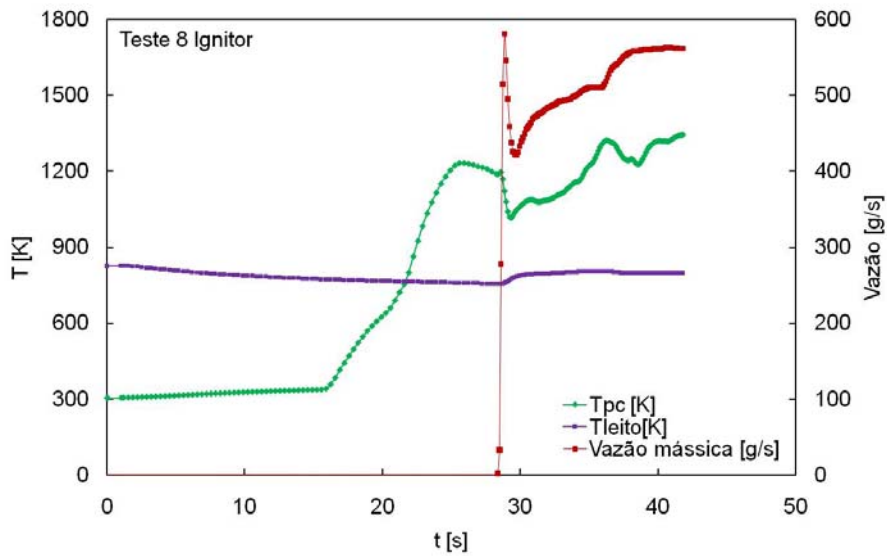


Figura 4.47 - Evolução da temperatura na pré-câmara e da vazão mássica de óxido nítrico líquido em um propulsor híbrido usando-se um ignitor eletrotérmico-catalítico.

Observa-se na Figura 4.47 a temperatura e vazão de oxidante líquido de óxido nítrico em função do tempo. Nota-se que a temperatura do leito,  $T_{leito}$ , se manteve quase constante durante o teste, enquanto a temperatura na pré-câmara do propulsor híbrido,  $T_{pc}$ , subiu rapidamente após a ignição até haver a injeção do oxidante líquido na pré-câmara do propulsor. Neste instante ocorreu uma queda da temperatura que depois voltou a subir devido à estabilização da chama produzida na câmara do propulsor híbrido. Pode-se notar que a temperatura na pré-câmara do motor híbrido atingiu cerca de 1200K durante a queima da parafina.

## 5 CONCLUSÕES E SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

A pesquisa realizada permitiu uma investigação teórico-experimental de um propulsor eletrotérmico catalítico de 0,2 N de empuxo, utilizando óxido nítrico como propelente.

Foram desenvolvidos dois modelos teóricos simplificados visando descrever o processo de aquecimento e de decomposição do propelente. As rotinas do primeiro modelo foram escritas na linguagem Matlab, admitindo-se que uma fração pré-fixada, de 0 a 100 %, do óxido nítrico era dissociada no leito termo-catalítico, fornecendo apenas  $N_2$  e  $O_2$  como produtos na pós-câmara propulsor. No caso do segundo modelo empregou-se o programa NASA CEA 2004, considerando-se a decomposição total do propelente no leito termo-catalítico e que os produtos da decomposição ( $N_2$ ,  $O_2$ , NO,  $NO_2$ , O, N, etc) alcancem o equilíbrio químico na pós-câmara do propulsor.

A partir desses modelos foram apresentados os parâmetros de performance do propulsor e estudados os efeitos da adição de energia, da vazão mássica e do grau de dissociação do propelente sobre a temperatura final de aquecimento, o empuxo, impulso específico e eficiências do propulsor. Verificou-se que para uma potência de 500 W, com uma vazão de 0,25 g/s, obtém-se um impulso específico teórico em torno de 200 s, para um empuxo de 0,5 N.

Foi apresentado o projeto da bancada de testes do propulsor e do propulsor eletrotérmico-catalítico feitos com ajuda do software de engenharia SolidWorks 2007.

A bancada de testes 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, filtro e sistema de controle e medida da vazão mássica.

O propulsor é constituído de uma pré-câmara com injetor tangencial, câmara termo-catalítica, elemento aquecedor, alumina pura, catalisador de Ru/Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>, pós-câmara, tubeira e isolamento térmico.

Os resultados teóricos permitiram realizar o projeto preliminar do protótipo de propulsor eletrotérmico, todavia as alterações feitas na injeção e na tubeira foram necessárias visando manter a pressão na câmara e o entupimento da tubeira.

Foram realizados testes a frio e a quente com N<sub>2</sub>, sem catalisador e sem alumina, e testes a frio e a quente do N<sub>2</sub>O com alumina pura, com e sem catalisador de rutênio suportado em alumina (Ru/Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>).

Foram realizados tanto testes contínuos quanto pulsados, para simular uma partida rápida. Em ambos os casos mostrou-se que a adição de energia aumenta a performance do propulsor, conforme previsto teoricamente.

Verificou-se que a decomposição termo-catalítica do óxido nitroso pode ser alcançada com o pré-aquecimento do catalisador de Ru/Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> e do leito catalítico a partir de 800 K.

Testes com tiros contínuos de N<sub>2</sub> forneceram empuxos em torno de 120 mN sem aquecimento e 500 mN a quente, variando de acordo com a vazão e pressões utilizadas, com Isp até 200 s.

Os testes com tiros contínuos de N<sub>2</sub>O a frio forneceram também diversos níveis de empuxo em função da vazão e da pressão na câmara, alcançando valores até 120 mN, com Isp até 120 s.



Os testes com tiros contínuos de  $N_2O$  a quente sem catalisador forneceram empuxos até 200 mN, com  $I_{sp}$  de até 120 s.

Os testes com tiros contínuos de  $N_2O$  a quente com catalisador forneceram empuxos até 200 mN, com  $I_{sp}$  de até 140 s.

Os testes com tiros pulsados de  $N_2O$  com pré-aquecimento do catalisador forneceram empuxos até 250 mN, com  $I_{sp}$  de até 140 s.

O propulsor eletrotérmico foi também utilizado com sucesso como um sistema de ignição para um sistema de propulsão híbrida de 400 N.

Como sugestões para trabalhos futuros incluem-se: estudos de diferentes métodos de aquecimento, novos catalisadores, melhoria do isolamento térmico, aprimoramento da modelagem teórica, reduzir o nível de ruído do sistema de aquisição, substituição do medidor e controlador de vazão que opere numa faixa de vazão maior, e outros.



## REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

AIR LIQUIDE. SA. **Safety data sheet**, 2002 MSDS Nr : 093A\_AL. Page:1/5. Date : 31/07/2002. <[http://www.aloha.airliquide.com/safety/msds/em/093A\\_AL\\_EN.pdf](http://www.aloha.airliquide.com/safety/msds/em/093A_AL_EN.pdf)> Acesso em : 26 de Jul 2007.

BLANC, P. Sur less systèmes de propulsion spatiable à source d'énergie separée et à vitesse d'éjection elevée. In :INTERNATIONAL ASTRONAUTICAL CONGRESS, 12., 1961, Washington, D.C. **Proceedings...** New York, NY: Academic, 1963, p.29-39.

BUSSARD, R. W.; DE LAUER, R. D., **Fundamentals of nuclear flight**. New York, NY: McGraw Hill, 1965.

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

COSTA, F. S. **Analise de propulsores eletrotermicos**. 1991. 127 p. (INPE-5240-TDI/440). Dissertação de Mestrado - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, Sao Jose dos Campos, 1991.

CRUZ, R. S.; MASCARENHAS, A. J. S.; ANDRADE, H. M. C. Co-ZSM-5 catalysts for N<sub>2</sub>O decomposition. **Applied Catalysis B: Environmental**. v. 18, p. 223-231, 1998.

DAINTITH, J.; **A dictionary of chemistry**, 3. ed. Oxford: University Press, 1996.

DRESSLER, G. A.; MORNINGSTAR, R.E.; SACHEIM, R.L.; FRITZ, D. E; KELSO, R. Flight qualification of the augmented electrothermal hydrazine thruster. In: JOINT PROPULSION CONFERENCE, 17., 1981, Colorado, CO. **Proceedings...** New York, NY:AIAA/SAE/ASME, 1981. (AIAA-81-1410).

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

HABER, J.; MACHEJ, T.; JANAS, J.; NATTICH, M. Catalytic decomposition of N<sub>2</sub>O, **Catalysis Today**, v. 90, n. 1-2, p. 15-19, 2004.

HORD, R. M. **CRC Handbook of space technology: status and projections**. Boca Raton, FL, CRC, 1985.

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.

JANAF, **Thermochemical tables 2. ed.** 1971, NSRDS-NB537, U.S. National Bureau of Standards.

JONES, R. M. Comparison of potential electric propulsion systems for orbit transfer. **Journal of Spacecraft and Rockets**, v.21, n.1, p.88-95,1984.

KAPTEIJN, F.; RODRIGUEZ, M. J.; MOULIJN, J. A., Heterogeneous catalytic decomposition of nitrous oxide. **Applied Catalysis. B: Environmental.** v.9, p. 25-64,1996.

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.

KEYTE, C. E. Development of a power augmented electrothermal hydrazine thruster. In: ESA. **Attitude and orbit control systems.** Paris, 1977. p. 453-459.

LAWRENCE, T. J. **Research into resistojet rockets for small satellite applications.** Guildford, Surrey, UK.: University of Surrey, 1998.

LAWRENCE, T. J.; ZAKIROV, A. V.; SWEETING, M. N. Surrey research on nitrous oxide catalytic decomposition for space applications. In: ANNUAL AIAA/USLJ CONFERENCE ON SMALL SATELLITES, 14., 2000, Utah. **Proceedings...** Utah: AIAA, 2000.

McKEVITT, F. X. Design and development approach for the augmented catalytic thruster (ACT). In: JOINT PROPULSION CONFERENCE, 19., 1983, Seattle. **Proceedings...** New York, NY: AIAA/SAE/ASME, 1983. (AIAA-83-1255).

OATES, G. C. **Aerothermodynamics of gas turbine and rocket propulsion.**, New York, N.Y: AIAA Education Series, 1984. Edition-in-Chief. 0-915928-87-6.

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.

RICHARDSON, G.; ZAKIROV, V. A.; SWEETING, M. N.; LAWRENCE, T. J., Surrey research update on N<sub>2</sub>O catalytic decomposition for space applications. In: JOINT PROPULSION CONFERENCE, 37., 2001, Salt Lake City, Utah, **Proceedings...** Salt Lake City: AIAA/ASME/SAE/ASEE, 2001.

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

SHMIDT, E. W. **Hydrazine and its derivatives**; preparation, properties, application. New York, NY: John Wiley & Sons, 1984.

SCHIMITZ, H. D.; TIEDTKE, P.; STEENBORG, M. Augmented electrothermal hydrazine thruster development. **Journal of Spacecrafts and Rockets**, v.20, n.2, p.178-181, 1983.

SOARES NETO, T. G., **Catalisadores de Ir/Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> e Ir-Ru/Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> para decomposição de hidrazina**, Tese de Doutorado, UNICAMP, Campinas, 1998.

SOARES NETO, T.G; COBO, A. J. G.; CRUZ, G. M., Evolution of morphologic properties on the preparation of Ir/Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> 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**, 1984. Washington, DC: NASA, 1986. 45p. (NASA TM-86998).

STONE, J. R. **NASA electrothermal auxiliary propulsion technology**. In: JOINT PROPULSION CONFERENCE, 22., 1986, Huntsville, Al. **Proceedings...** New York: AIAA/SAE/ASME, 1986. (AIAA-86-1703).

UNIVERSITY OF STUTTGART, **Electric propulsion** < [http://www.irs.uni-stuttgart.de/forschung/elektrische\\_raumfahrtantriebe/widerstand.html](http://www.irs.uni-stuttgart.de/forschung/elektrische_raumfahrtantriebe/widerstand.html) > Acesso em : 25 de maio de 2007.

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

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

SWEETING, M.; LAWRENCE, T.; PAUL, M.; SELLERS, J.; COWIE, L., SHIELDS, D.; Results of low-cost propulsion activities at the University of Surrey. In: ESA/ESTEC, EUROPEAN SPACECRAFT PROPULSION CONFERENCE, ESTEC, 2., 1997, Noordwijk, NL. **Proceedings...** Noordwijk: ESA/ESTEC, 1997.

TYLL, J. S.; HERDY, R.; TILIAKOS, N.; SHARP, D.; MOSER, M.; SMITH, N., Development and testing of a nitrous oxide/propane rocket engine. In: JOINT PROPULSION CONFERENCE AND EXHIBIT, 37., 2001, Salt Lake City,

UT. , **Proceedings...** Salt Lake City: AIAA/ASME/SAE/ASEE, 2001. AIAA-2001-3258 .

TWARDY, H. Thermal hydrazine decomposition; investigation on a promising technique for future satellite propulsion. In: ESA. **Attitude and orbit control systems**. Paris: ESA, 1977. p.479-487.

ZAKIROV, V.A., V. GOEMAN, T.J. LAWRENCE, M.N. SWEETING. Surrey research on nitrous oxide catalytic decomposition for space applications. In: SSC00-XI-6, ANNUAL AIAA/USU CONFERENCE ON SMALL SATELLITES, 14., 2000, United States. **Proceedings...** USA: AIAA/USU, 2000.

ZAKIROV, V. A.; LAWRENCE, T. J.; SELLERS, J. J.; SWEETING, M. N. Surrey research on nitrous oxide catalytic decomposition for Space Applications. In: ANNUAL AIAA/USU CONFERENCE ON SMALL SATELLITES, 14., 2000, **Proceedings...**

ZAKIROV , V.; SWEETING, M.; LAWRENCE, T.; SELLERS, J.; Nitrous Oxide as a Rocket Propellant. **Acta Astronautica**, v. 48, n. 5-12, p. 353-362, 2001.

ZAKIROV, V. A.; XUELIANG, H. L. Li, Prospective N<sub>2</sub>O monopropellant for future small satellite dual-mode propulsion. In: INTERNATIONAL SYMPOSIUM ON SPACE PROPULSION, 2004, Shanghai. **Proceedings...**Shanghai: [s.n], 2004.

ZAKIROV, V.; SWEETING, M.; GOEMAN, V.; LAWRENCE, T. J. Surrey Research on nitrous oxide catalytic decomposition for space applications. In: JOINT PROPULSION CONFERENCE AND EXHIBIT, 37., 2001, Salt Lake City, UT. **Proceedings...** Salt Lake City AIAA/ASME/SAE/ASEE, 2001. AIAA-2001-3922.

## Apêndice A

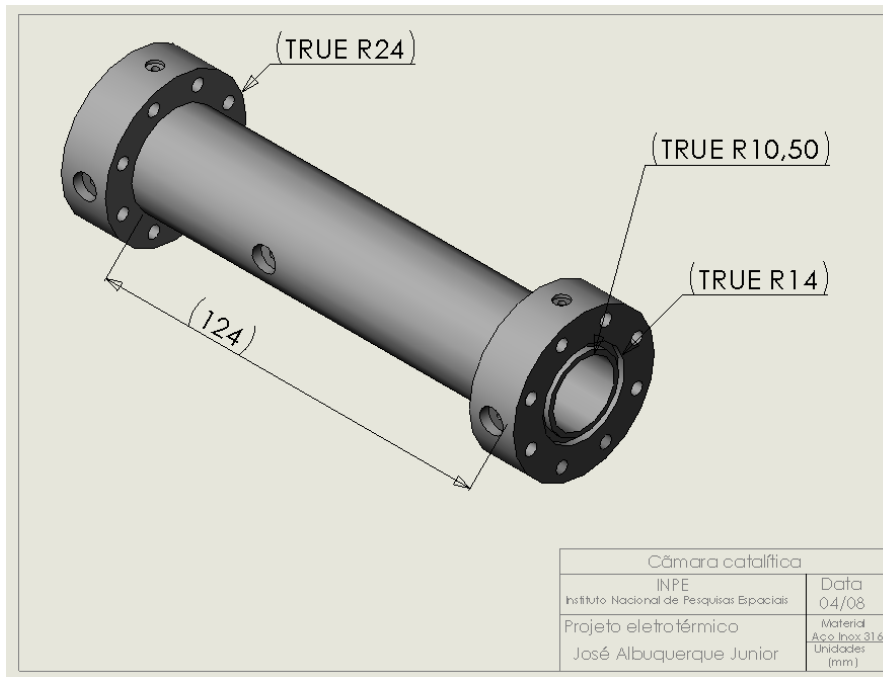


Figura A.1- Esquema da câmara catalítica.

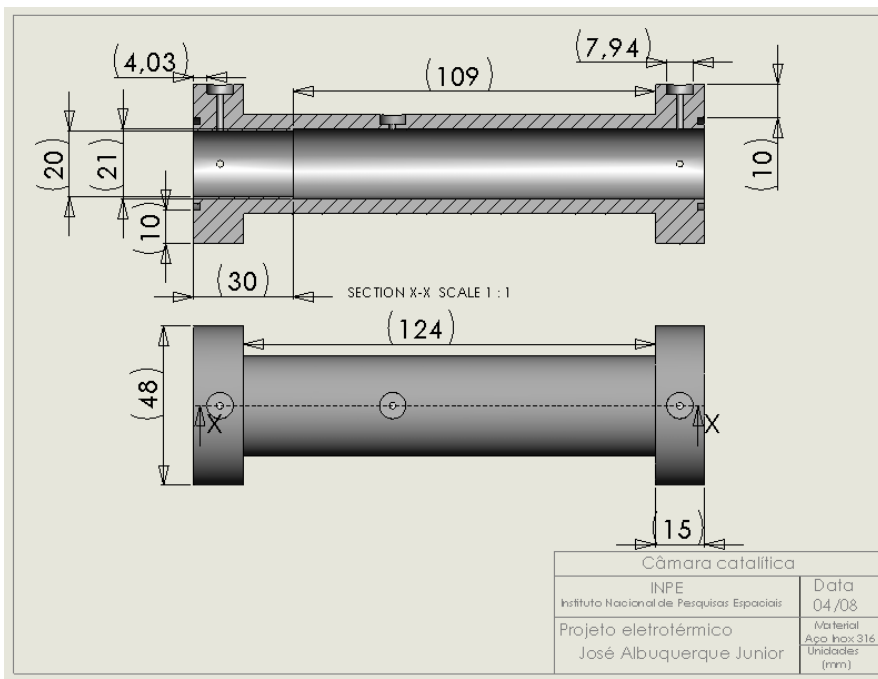


Figura A.2 - Esquema do corte da câmara catalítica.

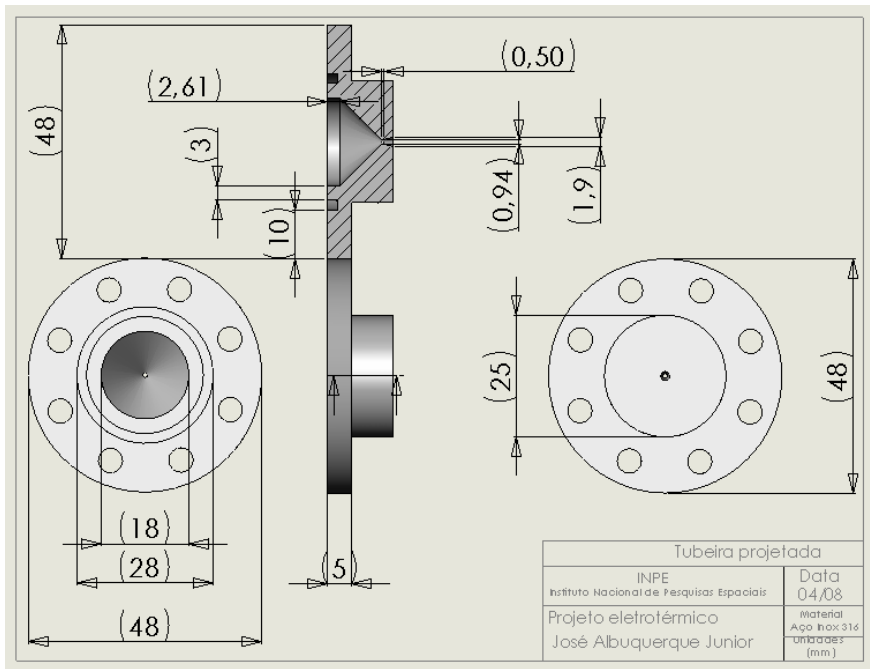


Figura A.3- Esquema da tubeira projetada.

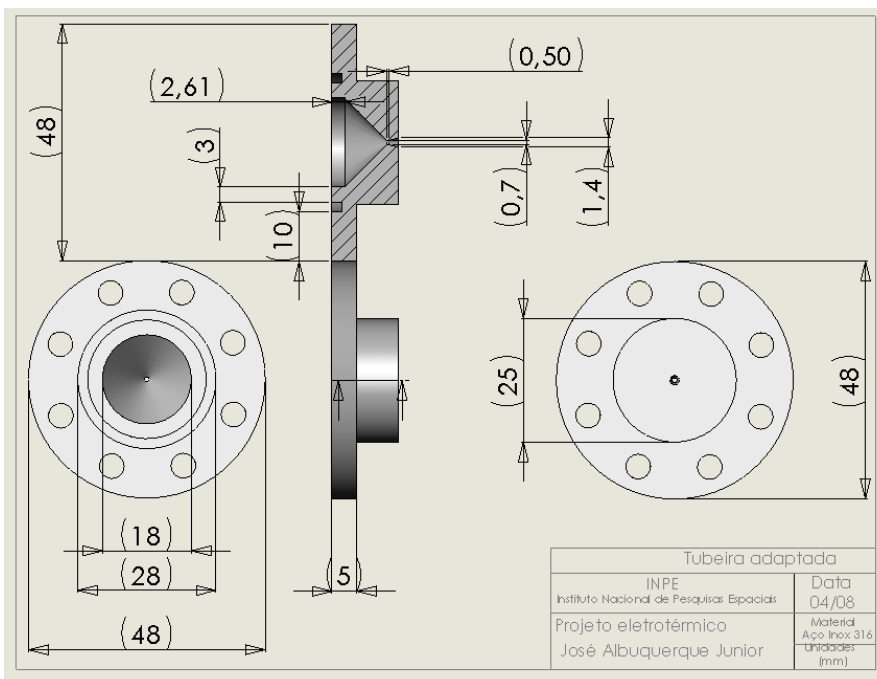


Figura A.4 - Esquema da tubeira adaptada.



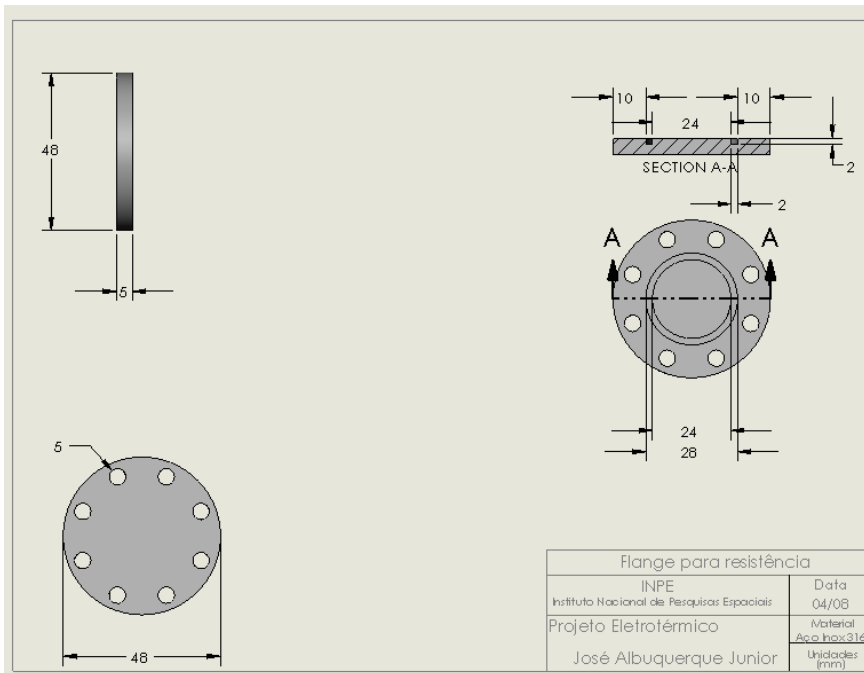


Figura A.5 - Esquema do flange para vedar a câmara sem a resistência

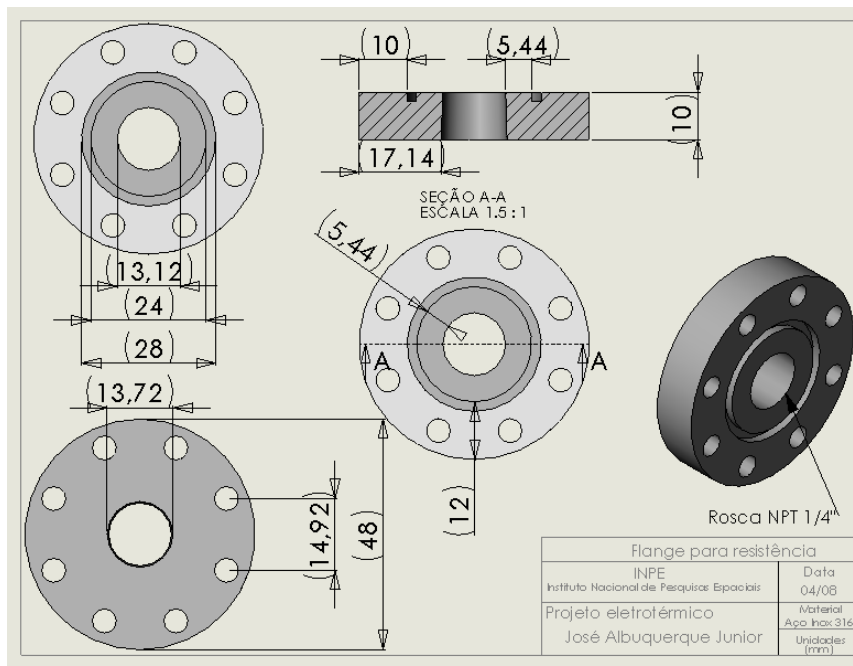


Figura A.6 - Esquema do flange para a resistência.

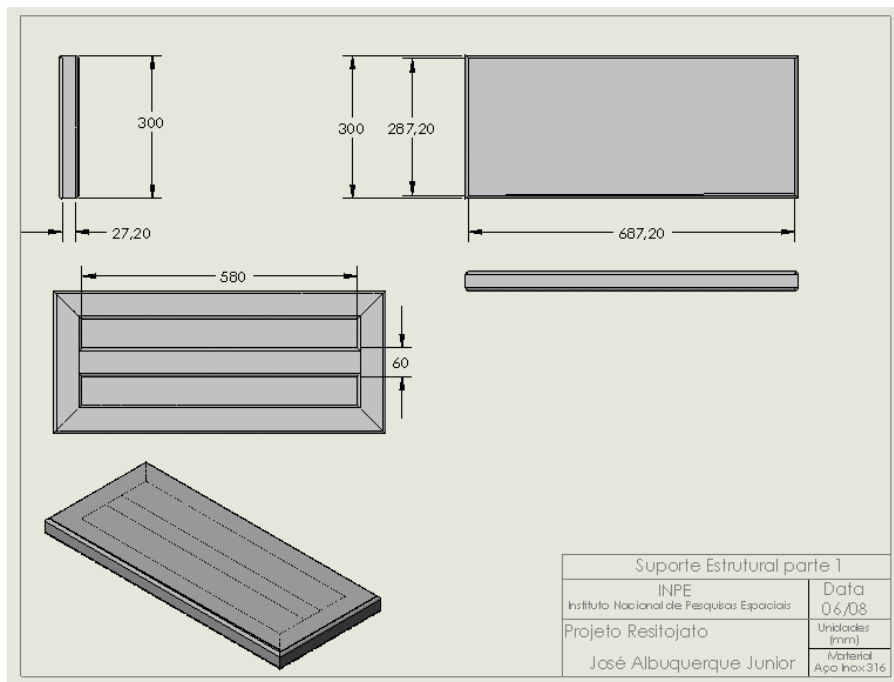


Figura A.7 - Esquema da base estrutural da bancada de testes.

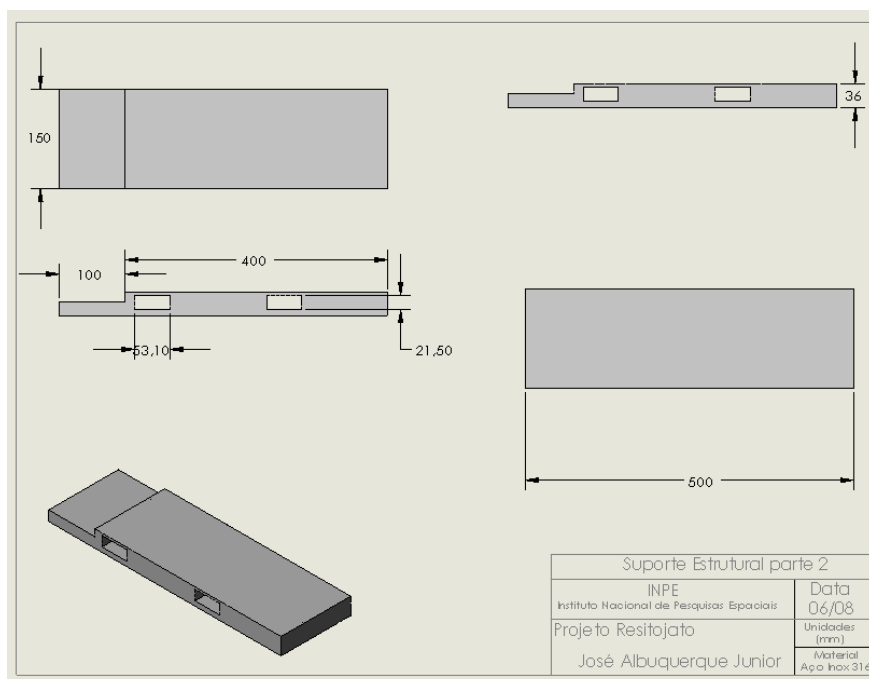


Figura A.8 - Esquema do suporte para instrumentos na bancada.

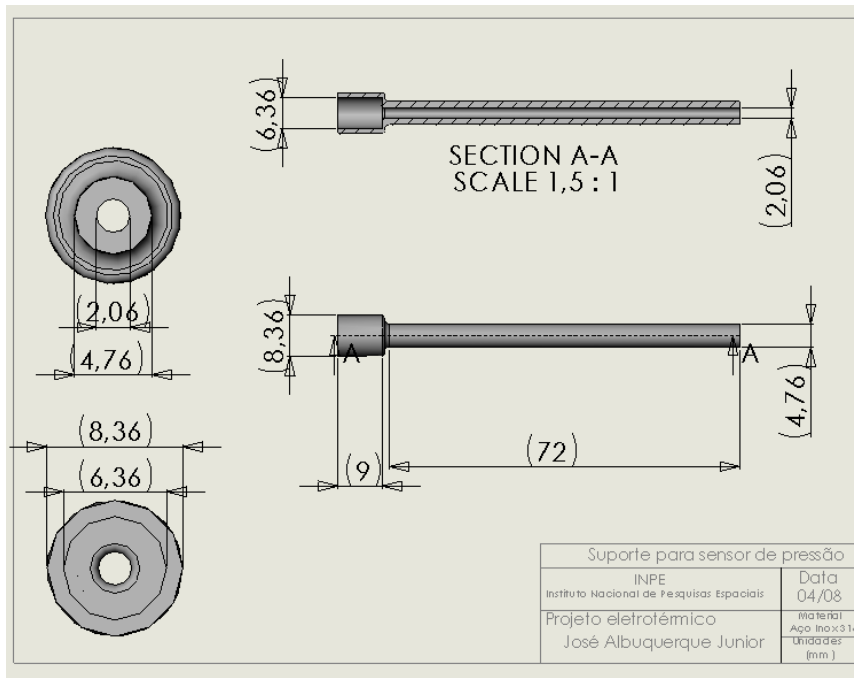


Figura A.9 - Esquema de um suporte para sensores de pressão na câmara.

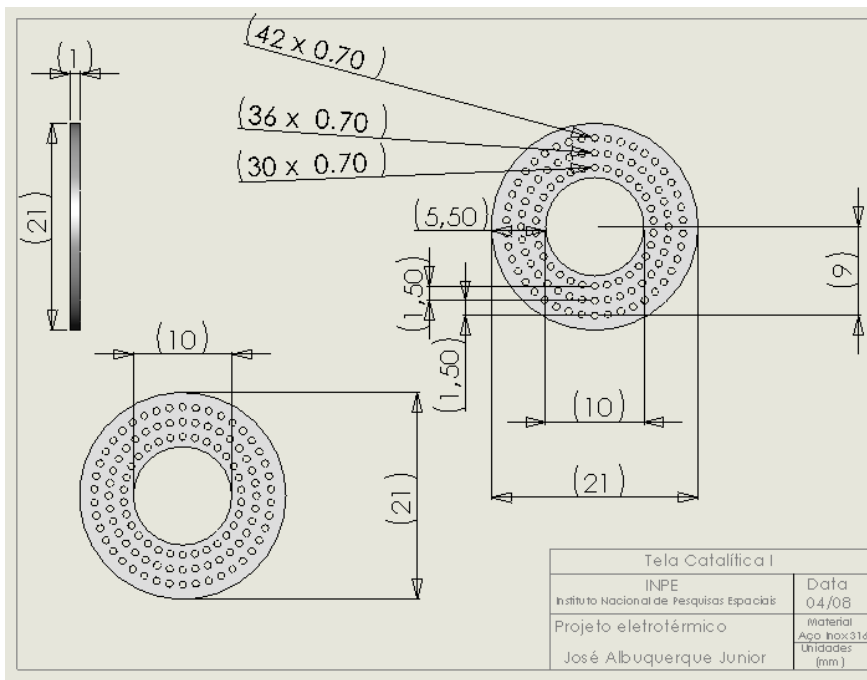


Figura A.10- Esquema da tela de retenção da pré-câmara.

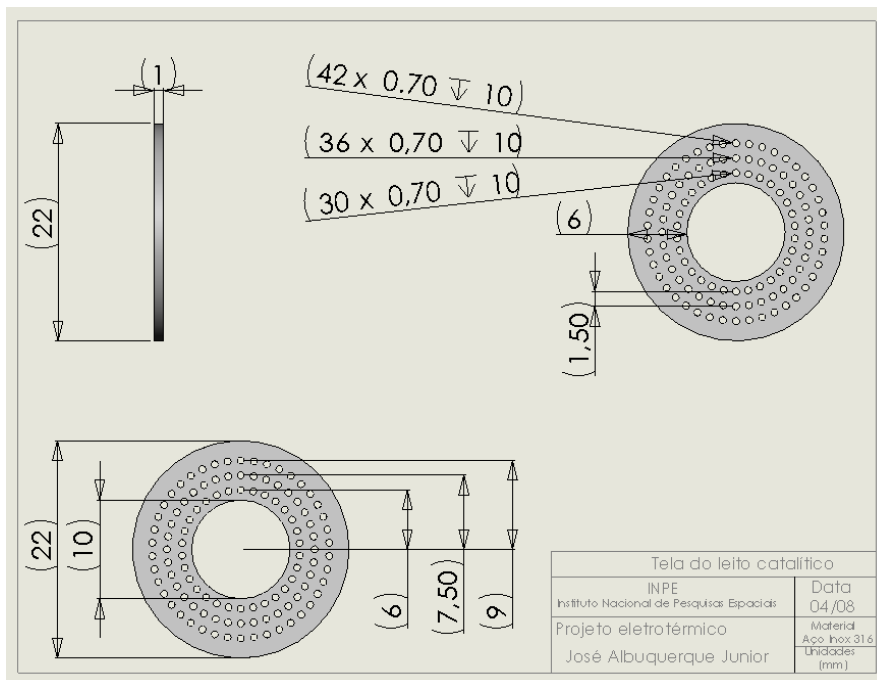


Figura A.11 - Esquema tela de retenção para do leito catalítico.

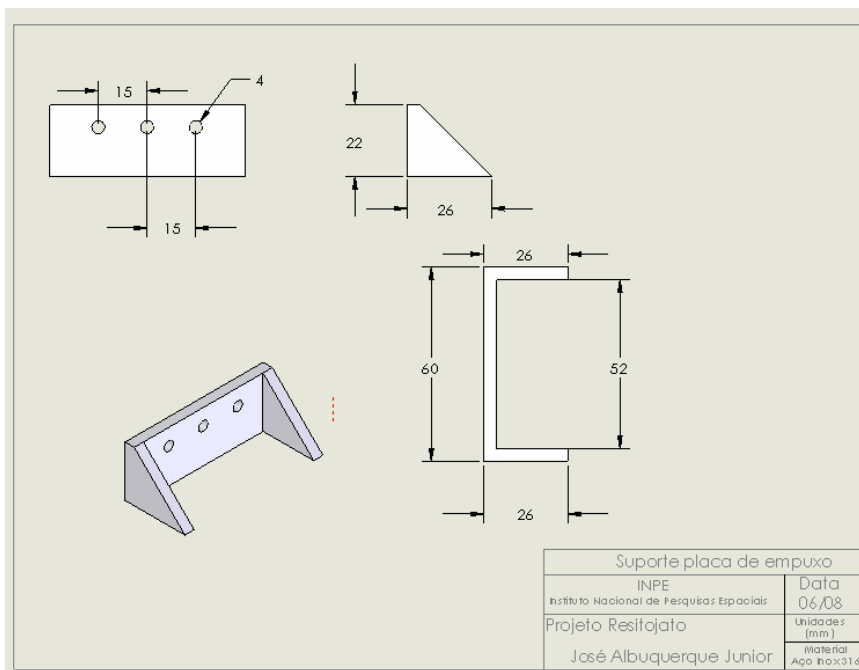


Figura A.12 - Esquema do suporte da placa de empuxo.

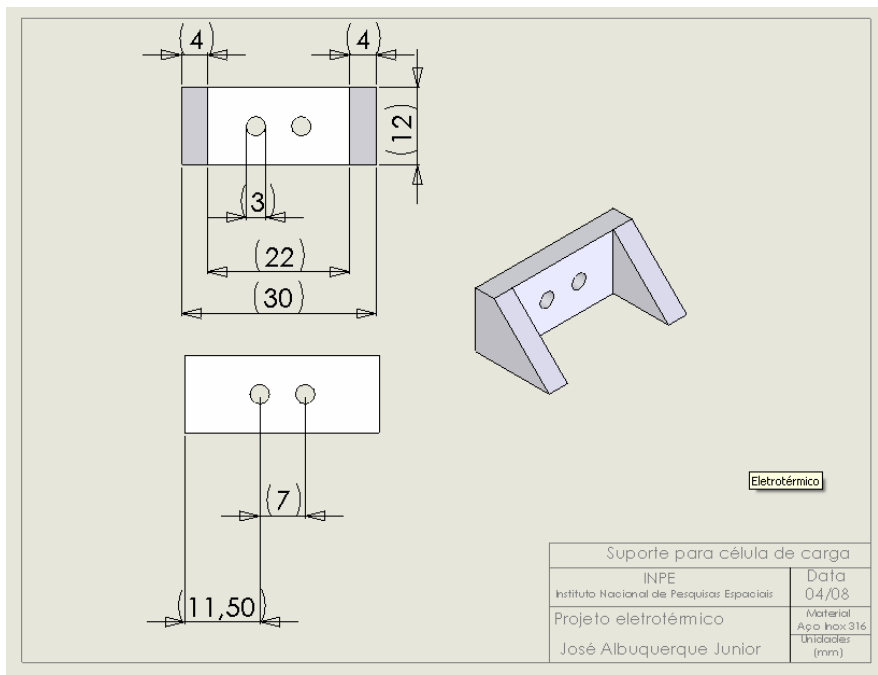


Figura A.13 - Esquema do suporte da célula de carga.

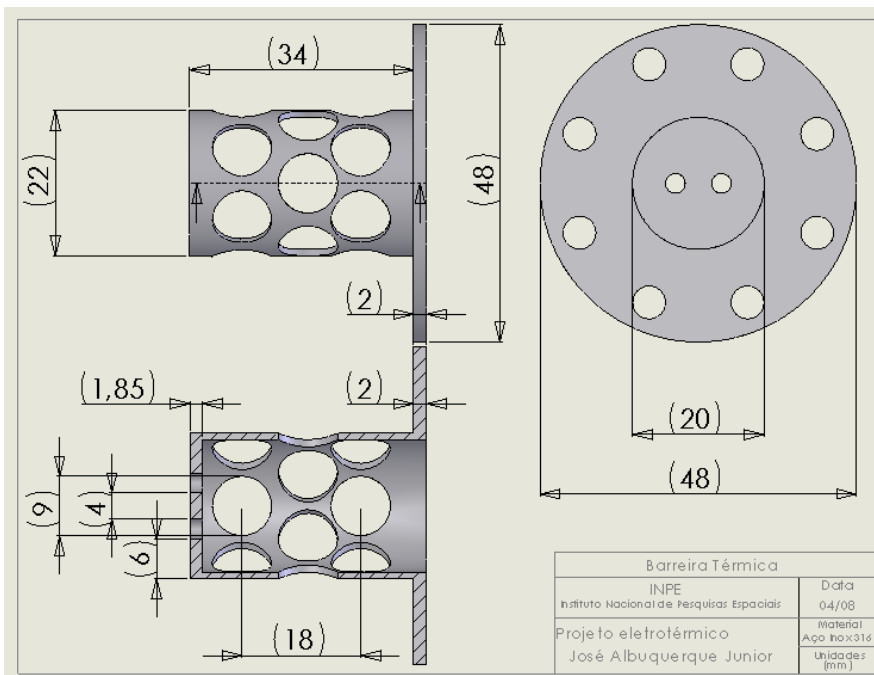


Figura A.14 - Esquema da barreira térmica.

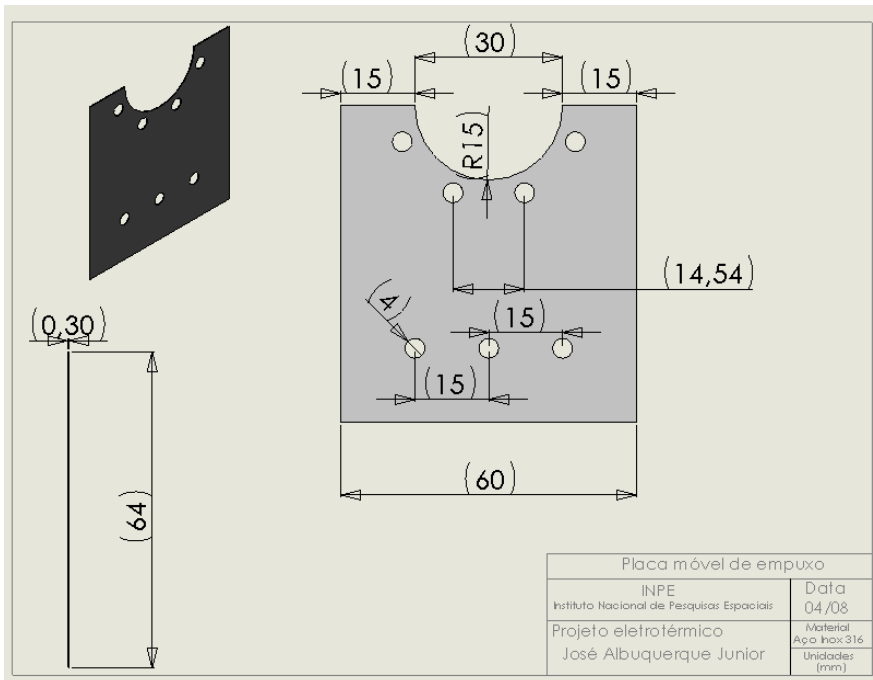


Figura A.15 - Esquema das lamínas flexíveis de apoio do propulsor.

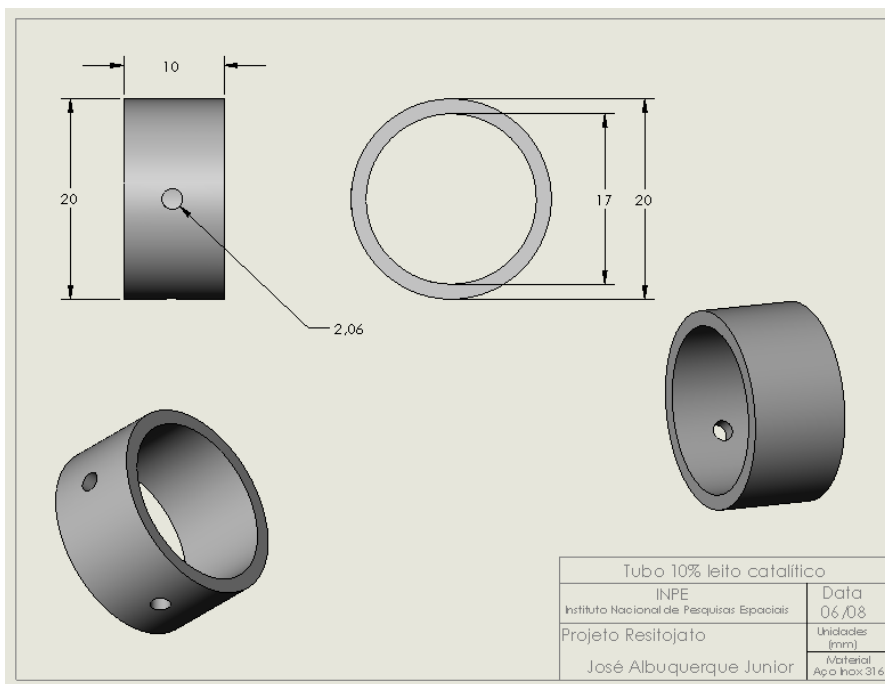


Figura A.16 - Esquema do tubo para 10% do volume do leito catalítico.

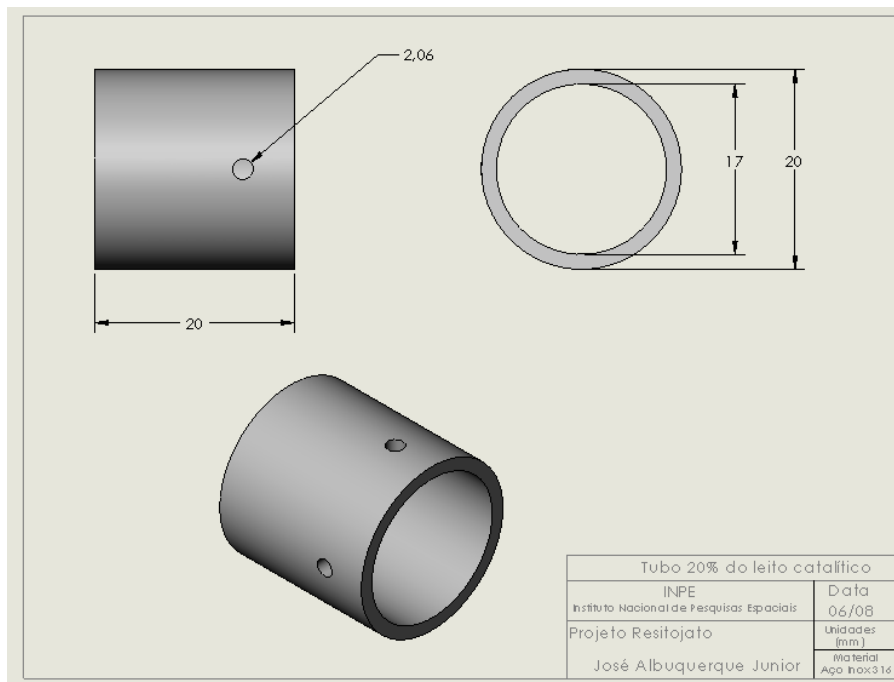
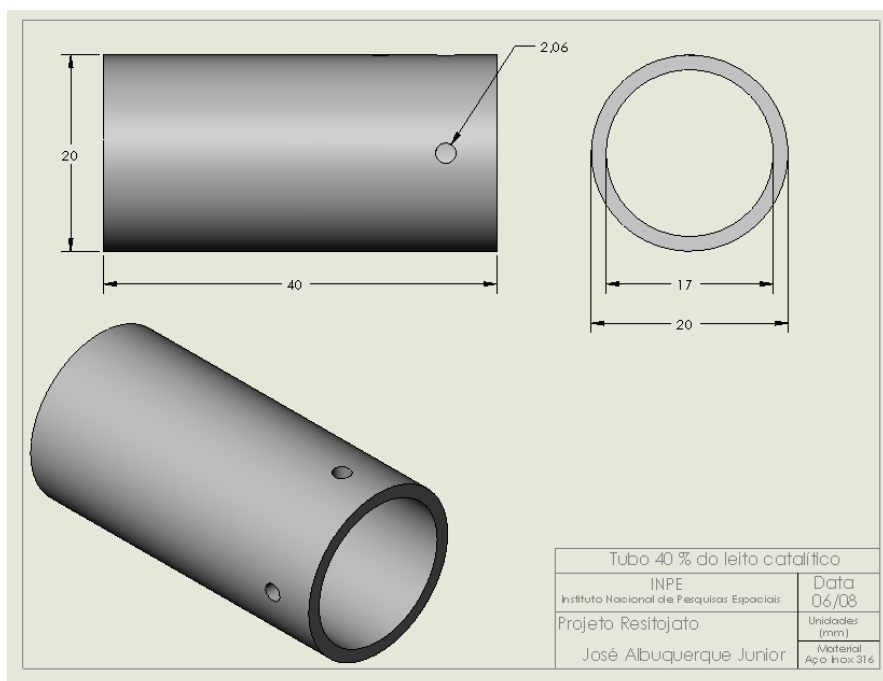


Figura A.17 - Esquema do tubo para 20% do volume do leito catalítico.



- Esquema do tubo para 40% do volume do leito catalítico.

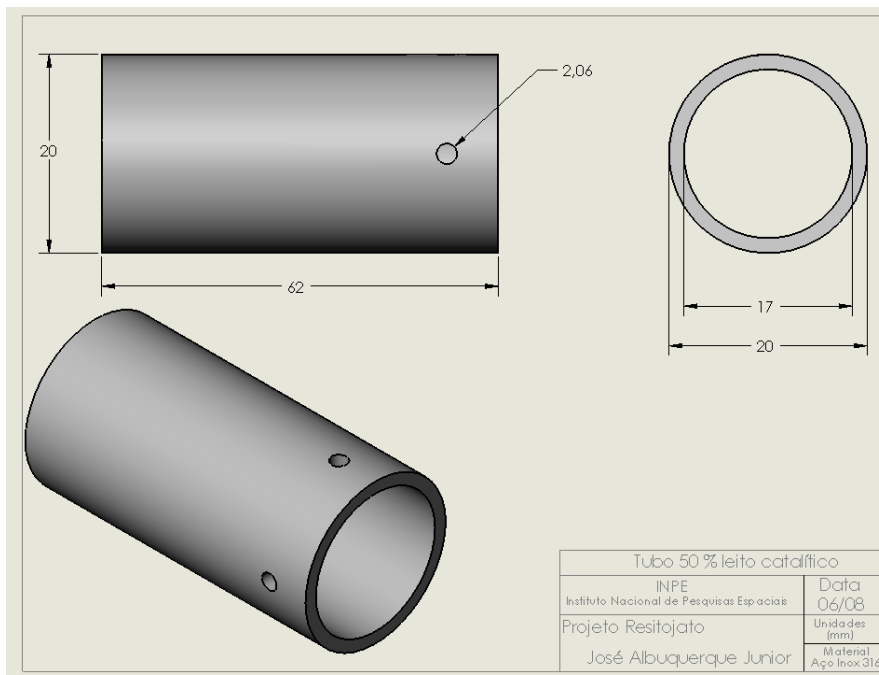


Figura A.18 - Esquema do tubo para 50% do volume do leito catalítico.

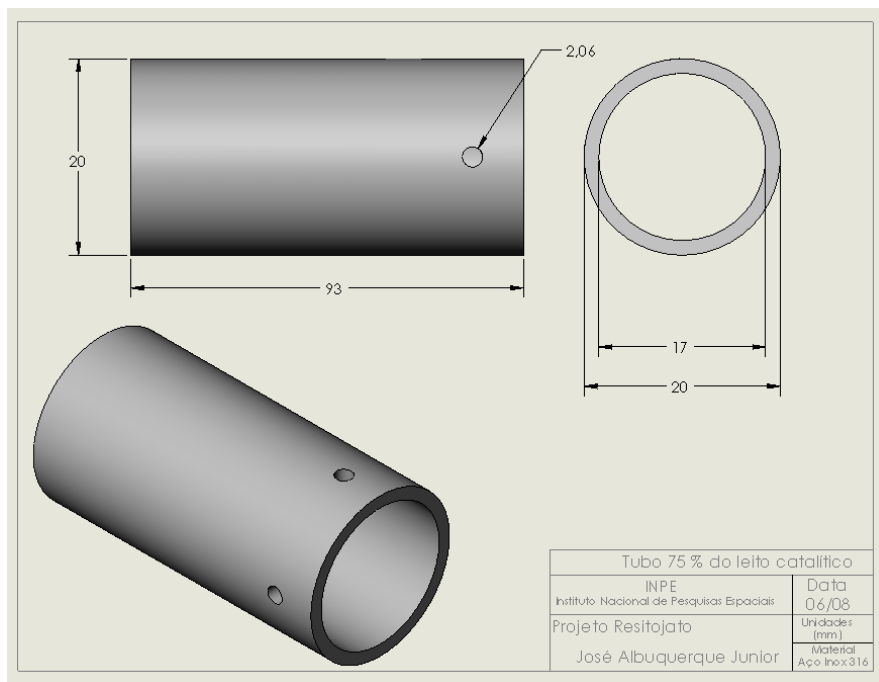


Figura A.19 - Esquema do tubo para 75% do volume do leito catalítico.