



**Universidade de Brasília - UnB
Faculdade UnB Gama - FGA
Engenharia Aeroespacial**

**ANÁLISE EXPERIMENTAL E TEÓRICA DE UM
SISTEMA DE IGNIÇÃO TIPO TOCHA BASEADO NA
COMBUSTÃO CH_4/O_2**

**Autor: Leonardo Paulo de O. Junior
Orientador: Prof. Olexiy Shynkarenko, PhD**

**Brasília, DF
2018**



Leonardo Paulo de Oliveira Junior

**ANÁLISE EXPERIMENTAL E TEÓRICA DE UM SISTEMA DE IGNIÇÃO TIPO
TOCHA BASEADO NA COMBUSTÃO CH₄/O₂**

Monografia submetida ao curso de graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade de Brasília, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Aeroespacial.

Orientador: Prof. Olexiy Shynkarenko,
PhD

**Brasília, DF
2018**

CIP – Catalogação Internacional da Publicação*

De Oliveira Junior, Leonardo Paulo.

Análise experimental e teórica do comportamento do fluxo dentro do ignitor tipo tocha para um motor de foguete híbrido/ Leonardo Paulo de Oliveira Junior. Brasília: UnB, 2018. 96 p.: 57 il.; 29,5 cm.

Trabalho de Conclusão de Curso – Universidade de Brasília Faculdade do Gama, Brasília, 2018. Orientação: Prof. Olexiy Shynkarenko, PhD.

1. Propulsão Híbrida. 2. Sistema de Ignição. 3. Análise Experimental. 4. Sistema de Aquisição de Dados.
I. Shynkarenko, Olexiy. II. Análise experimental e teórica do comportamento do fluxo dentro do ignitor tipo tocha para um motor de foguete híbrido.

CDU 02:141:005.6

**ANÁLISE EXPERIMENTAL E TEÓRICA DE UM SISTEMA DE IGNIÇÃO TIPO
TOCHA BASEADO NA COMBUSTÃO CH₄/O₂**

Leonardo Paulo de Oliveira Junior

Monografia submetida como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Aeroespacial da Faculdade UnB Gama - FGA, da Universidade de Brasília, em 28/06/18 apresentada e aprovada pela banca examinadora abaixo assinada:

Prof. Olexiy Shynkarenko, PhD, UnB/ FGA
Orientador

Prof. Domenico Simone, PhD, UnB/ FGA
Membro Convidado

Prof. Artem Andrianov, PhD, UnB/ FGA
Membro Convidado

Brasília, DF
2018

AGRADECIMENTOS

Dedico este trabalho à todas as pessoas que me apoiaram durante sua realização e durante minha jornada na universidade. À minha família, por sua capacidade de acreditar e investir em mim e por não medir esforços para que eu chegasse até esta etapa da minha vida. Agradeço aos meus amigos pelo incentivo e apoio constante sempre.

Agradeço também a todos os professores que me acompanharam durante toda minha graduação e foram muito importantes na minha vida acadêmica. Dedico ao meu orientador que sempre me apoiou e me incentivou a trabalhar com este tema e me ajudou bastante a concluir este trabalho.

Por fim agradeço à Universidade de Brasília pela oportunidade de me graduar no curso pelo qual tenho paixão e por toda a ajuda concedida a mim durante esses anos.

RESUMO

Com o objetivo de desenvolver um novo tipo de sistema de ignição para motores de foguete a Universidade de Brasília (UnB), em parceria com a Agência Espacial Brasileira (AEB), propôs o projeto de desenvolver um sistema de ignição tipo tocha baseado na combustão de CH_4/O_2 para um motor híbrido de foguete. A escassez de opções no mercado, a capacidade de múltiplas ignições e o tamanho compacto requerido foram as principais motivações para elaboração do projeto. Este trabalho se propõe a realizar um estudo teórico e uma análise experimental dos testes realizados para o sistema de ignição tipo tocha. Foram testados os principais parâmetros do sistema com o objetivo de se analisar sua melhor faixa de operação, em termos de eficiência e segurança. Primeiramente foi realizado um estudo teórico sobre os aspectos gerais da ignição de motores espaciais, a propulsão híbrida e sobre a metrologia científica para testes. Após isso foram apresentados os resultados obtidos e feita uma análise em cima deles. Ao fim do trabalho foi avaliada a eficiência do sistema e sua adequação ao motor híbrido de foguete.

Palavras-chave: Propulsão Híbrida. Sistemas de Ignição. Análise Experimental. Sistema de Aquisição de Dados.

ABSTRACT

With the goal of developing a new type of ignition system for rocket engines the University of Brasilia (UnB), in partnership with the Brazilian Space Agency (AEB), proposed the development of a torch ignition system based on the CH₄/O₂ combustion for a hybrid rocket engine. The scarcity of options on the market, the capacity of re-ignition and the compact size required were the main motivations for the development of the project. This work proposes to carry out a theoretical study and an experimental analysis of the tests performed for the torch ignition system. The main parameters of the system were tested to analyze its best operating range, in terms of efficiency and safety. First, a theoretical study was carried out on the general aspects of ignition of space engines, hybrid propulsion and on scientific metrology for tests. After this, the results were presented and an analysis made on them. At the conclusion of the work, the efficiency of the system and its suitability for the hybrid rocket engine were evaluated.

Keywords: Hybrid Propulsion. Ignition Systems. Experimental Analysis. Data Acquisition Systems.

Lista de ilustrações

Figura 1 - Funcionamento de um motor de foguete híbrido (CANTWELL, 2007).....	18
Figura 2 - Ignição hipergólica (SLIDESHARE, 2017).	22
Figura 3 - Ignitor pirotécnico (AEROSPACEARCHIVES, 2016).....	23
Figura 4 - Evolução do design para o ignitor catalítico (APP B.V., 2017).....	24
Figura 5 - Sistema de ignição à laser (PARALKAR,2017).....	25
Figura 6 - Módulos funcionais de um sistema de medição do método da indicação.	26
Figura 7 - Exemplo de termopar (OMEGA, 2017).	26
Figura 8 - Ilustração de um termopar (CONTROLGLOBAL, 2015).	29
Figura 9 - Radiador infravermelho (Phoenix Instruments, 2017).....	30
Figura 10 - Termopar tipo K (OMEGA, 2017).....	30
Figura 11 - Transdutor de pressão MBS 1700 (DANFOSS, 2017).....	31
Figura 12 - Dispositivo de aquisição de dados NI PCIe-6320 (National Instruments, 2017).	32
Figura 13 - Plataforma SARA (AEB, 2012).	32
Figura 14 - Conceito modular do motor de teste (ANDRIANOV, 2015).....	33
Figura 15 - Esquema gráfico das unidades que compõem a bancada de teste (ANDRIANOV, 2015).....	34
Figura 16 - Componentes do sistema de ignição (SHYNKARENKO, 2016).	36
Figura 17 - Imagem real dos componentes do ignitor.	37
Figura 18 - Inflamabilidade do metano (WIKIPEDIA, 2017).	42
Figura 19 - Temperatura adiabática e concentrações para $p = 1.3$ bar.....	43
Figura 20 - Temperatura adiabática e concentrações para $p = 2$ bar.....	44
Figura 21 - Temperatura adiabática e concentrações para $p = 3$ bar.....	44
Figura 22 - Modelo estrutural do ignitor (SHYNKARENKO, 2015).....	46
Figura 23 - Modelo 3D do ignitor.	47
Figura 24 - Esquema da injeção de oxidante e combustível no ignitor (SHYNKARENKO, 2015).	48
Figura 25 - Sistema montado para teste de temperatura do gás.	49
Figura 26 - Sistema montado para teste de transferência de energia.	49
Figura 27 - Sensores de pressão instalados antes das válvulas.....	50
Figura 28 - Sensor de pressão instalado na câmara de combustão.	51
Figura 29 - Termopar instalado na câmara de combustão.	51
Figura 30 - Sistema para medição de vazão mássica.	53
Figura 31 - Algoritmo do LabView para realização dos testes de temperatura do gás.	58
Figura 32 - Grão para teste de transferência de energia.....	60
Figura 33 - Seção transversal do sistema montado para teste de transferência de energia: 1 – ignitor, 2 – distribuidor de oxidante, 3 - isolador térmico do motor, 4 - câmara de combustão primária, 5 - câmara de combustão, 6 - grão de parafina.	60
Figura 34 - Resultados de fluxo de massa para o combustível.	68
Figura 35 - Resultados de fluxo de massa para o oxidante.	69
Figura 36 - Resultados para segundo teste de fluxo de massa para combustível. ...	70
Figura 37 - Resultados para segundo teste de fluxo de massa para oxidante.	70
Figura 38 - Gráfico das temperaturas obtidas experimentalmente.....	72
Figura 39 - Gráfico das temperaturas obtidas com aproximação para função exponencial.	73
Figura 40 - Temperatura máxima dos gases, em função do fluxo de massa total e da razão O/F.	74

<i>Figura 41 - Resultados para o primeiro teste de pressão adimensional do combustível.</i>	75
<i>Figura 42 - Resultados para o primeiro teste de pressão adimensional na câmara de combustão.</i>	76
<i>Figura 43 - Resultados para o primeiro teste de pressão adimensional do oxidante.</i>	76
<i>Figura 44 - Resultados para o segundo teste de pressão na câmara de combustão.</i>	78
<i>Figura 45 - Resultados para o segundo teste de pressão do combustível.</i>	78
<i>Figura 46 - Resultados para o segundo teste de pressão do oxidante.</i>	79
<i>Figura 47 - Regiões de abertura parcial e total das válvulas durante os testes de pressão.</i>	80
<i>Figura 48 - Comparação de resultados experimentais e numéricos.</i>	82
<i>Figura 49 - Potência do ignitor.</i>	84
<i>Figura 50 - Modelo de função densidade de probabilidade.</i>	85
<i>Figura 51 - Análise de valores para temperatura máxima.</i>	86
<i>Figura 52 - Injetores de combustível erodido (após 350 e 615 segundos, respectivamente).</i>	87
<i>Figura 53 - Comparativo entre testes com injetor em bom estado e testes com injetor erodido.</i>	87
<i>Figura 54 - Injetor de combustível cônico.</i>	88
<i>Figura 55 - Análise de valores para potência mínima.</i>	88
<i>Figura 56 - Faixa de operação otimizada para o sistema de ignição.</i>	89
<i>Figura 57 - Chama gerada pelo sistema de ignição para diferentes configurações de pressão.</i>	90

Lista de tabelas

<i>Tabela 1 - Componentes da bancada de testes.....</i>	<i>35</i>
<i>Tabela 2 - Propriedades físicas dos propelentes.</i>	<i>38</i>
<i>Tabela 3 - Propriedades do aço inoxidável (CF Metals, 2017).....</i>	<i>47</i>
<i>Tabela 4 - Resultados para testes preliminares de vazão mássica.....</i>	<i>54</i>
<i>Tabela 5 - Resultados para testes de vazão mássica com pressão à 3 bar.</i>	<i>56</i>
<i>Tabela 6 - Resultados para novos testes de vazão mássica de combustível.</i>	<i>57</i>
<i>Tabela 7 - Resultados para novos testes de vazão mássica de oxidante.</i>	<i>57</i>
<i>Tabela 8 - Resultados para testes de temperatura do gás.....</i>	<i>59</i>
<i>Tabela 9 - Resultados para teste de transferência de energia.</i>	<i>62</i>
<i>Tabela 10 - Resultados para testes estatísticos.....</i>	<i>64</i>
<i>Tabela 11 - Valores médios obtidos para o primeiro teste de pressão.....</i>	<i>66</i>
<i>Tabela 12 - Valores médios obtidos para o segundo teste de pressão.....</i>	<i>66</i>
<i>Tabela 13 - Comparação de resultados para fluxo de massa.</i>	<i>71</i>
<i>Tabela 14 - Comparação de resultados experimentais e numéricos.....</i>	<i>81</i>
<i>Tabela 15 - Resultados obtidos para o atraso de ignição.</i>	<i>83</i>
<i>Tabela 16 - Distribuição de valores para os testes realizados.</i>	<i>86</i>

Lista de abreviaturas e siglas

AEB – Agência Espacial Brasileira.

APP – Aerospace Propulsion Products.

CEA – Chemical Equilibrium with Applications.

INPE – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais.

ITA – Instituto Tecnológico de Aeronáutica.

LCP – Laboratório Associado de Combustão e Propulsão.

NASA – National Aeronautics and Space Administration.

NI – National Instruments.

SARA – Satélite de Reentrada Atmosférica.

TRL – Technology Readiness Level.

UnB – Universidade de Brasília.

Lista de símbolos

- I_{sp} - Impulso específico.
- T_h - Empuxo gerado.
- g_0 - Gravidade ao nível do mar.
- \dot{m} - Fluxo de massa.
- p - Pressão.
- F - Força aplicada.
- A - Área.
- ρ - Densidade do fluido
- v_e - Velocidade de escoamento do fluido.
- c_d - Coeficiente de descarga.
- M - Massa molar.
- P_e - Ponto de ebulição.
- P_f - Ponto de fusão.
- c_p - Calor específico.
- γ - Coeficiente de expansão adiabática.
- V - Volume.
- m - Massa.
- R - Constante específica dos gases.
- T - Temperatura.
- Q - Trabalho adicionado ao sistema.
- W - Trabalho gasto pelo sistema.
- ΔE - Variação de energia total.
- $(A/C)_{esteq}$ - Razão estequiométrica ar-combustível.
- m_{ar} - Massa de ar.
- m_{comb} - Massa de combustível.
- MW_{ar} - Peso molecular do ar.
- MW_{comb} - Peso molecular do combustível.
- Φ - Razão equivalente.
- α - Fração de dissociação.
- H - Entalpia.
- ΔH - Variação de entalpia.
- T_2 - Temperatura adiabática de chama.
- T_0 - Temperatura de referência.
- T_0' - Temperatura inicial dos reagentes.
- T_f - Temperatura final.
- E_a - Energia de aquecimento do combustível.
- E_{ev} - Energia de evaporação do combustível.
- M_c - Massa do combustível para aquecer.
- Cm_c - Calor específico do combustível.
- ΔT_a - Diferença entre a temperatura de evaporação do combustível e a inicial.

C_e - Calor específico de evaporação da parafina.
 E_{aox} - Energia de aquecimento do oxidante.
 M_{ox} - Massa de oxidante.
 Cm_{ox} - Calor específico do oxidante.
 ΔT_{aox} - Diferença entre a temperatura de evaporação do oxidante e a inicial.
 E_r - Energia requerida pelo ignitor.
 τ - Tempo de residência.
 A_k - Coeficiente dos gases.
 K - Constante adiabática.
 β - Coeficiente de fluxo de massa.
 F_{cr} - Área de seção crítica.
 d_k - Diâmetro da câmara de fluido expandido.
 F_k - Área da câmara de fluido expandido.
 l_{in} - Comprimento da câmara de combustão.
 y - Distância entre a câmara de combustão e o injetor.
 H_a - Distância entre a parte cilíndrica da câmara e a garganta.
 h - Comprimento da garganta.
 l_{cyl} - Comprimento da parte cilíndrica da câmara.
 V_k - Volume da câmara de fluido expandido.
 V_{in} - Volume da câmara de combustão.
 p_s - Pressão de saída.
 p_e - Pressão de entrada.
 T_e - Temperatura de entrada.
 d - Diâmetro do injetor.
 E - Módulo de elasticidade.
 k - Condutividade térmica.
 β_a - Expansão térmica.
 TS - Resistência a tração.
 O/F - Razão oxidante-combustível.
 dV - Vazão volumétrica.
 m_i - Massa inicial.
 m_f - Massa final.
 t_i - Tempo de operação de teste.
 ρ_{H_2O} - Densidade da água.
 T_r - Taxa de regressão.
 d_i - Diâmetro inicial.
 d_f - Diâmetro final.
 c_{melt} - Constante de fusão da parafina.
 P - Potência.
 T_{max} - Temperatura máxima.
 T_a - Temperatura ambiente.

λ - Coeficiente de relaxamento.
 σ - Desvio padrão.
 \bar{x} - Valor médio.

SUMÁRIO

1 INTRODUÇÃO	15
1.1 MOTIVAÇÃO E OBJETIVOS	15
1.2 ESCOPO	15
1.3 SISTEMAS DE PROPULSÃO HÍBRIDA	16
1.4 PRINCÍPIOS DE FUNCIONAMENTO	17
1.5 VANTAGENS E DESVANTAGENS DOS MOTORES HÍBRIDOS DE FOGUETE	18
1.6 SISTEMAS DE IGNIÇÃO DE FOGUETE	19
2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	21
2.1 SISTEMAS DE IGNIÇÃO	21
2.1.1 Ignição hipergólica	21
2.1.2 Ignição pirotécnica	22
2.1.3 Ignição catalítica	23
2.1.4 Ignição à laser	24
2.1.5 Vantagens e desvantagens da ignição tocha a gás	25
2.2 FUNDAMENTOS DA METROLOGIA CIENTÍFICA	25
2.2.1 Princípios de medição de dados	26
2.2.3 Parâmetros	27
2.2.4 Caracterização de sensores	30
2.3 MOTOR DE TESTE PARA PLATAFORMA SARA	32
2.3.1 Estrutura e parâmetros de funcionamento	32
2.3.2 Bancada de teste	34
2.4 CONCEPÇÃO DO IGNITOR	36
2.4.1 Esquemático do sistema de ignição	36
2.4.2 Esquemático do ignitor	37
2.4.3 Escolha de propelentes	37
2.4.4 Análise analítica de processos dentro da câmara de combustão	38
3 ANÁLISE DE FUNCIONAMENTO DO IGNITOR	43
3.1 CÁLCULOS ANALÍTICOS DE PROCESSOS DENTRO DA CÂMARA DE COMBUSTÃO	43
3.2 ESTRUTURA MECÂNICA DO IGNITOR	46
3.2.1 Definição do comportamento	46
3.2.2 Montagem do sistema na bancada de teste	48
3.2.3 Montagem dos sensores	50
3.3 TESTE DO SISTEMA DE IGNIÇÃO	52
3.3.1 Teste de gás frio	52
3.3.2 Medição de vazão mássica	52
3.3.3 Medição da temperatura do gás	57
3.3.4 Transferência de energia para o ignitor	60
3.3.5 Testes estatísticos	62
3.3.6 Medição das pressões	65
4 RESULTADOS E DISCUSSÕES	67
4.1 TESTES DO FLUXO DE MASSA	67
4.1.1 Comparação de resultados	71
4.2 TESTES DE TEMPERATURA DOS GASES	72
4.3 TESTES DE PRESSÃO	75
4.4 COMPARAÇÃO DE RESULTADOS NUMÉRICOS E EXPERIMENTAIS	81
4.5 ANÁLISE DO ATRASO DE IGNIÇÃO	82
4.6 TESTE DE EFICIÊNCIA DO IGNITOR	83

4.7 TESTES ESTATÍSTICOS	84
5 CONSIDERAÇÕES FINAIS	91
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	93

1 INTRODUÇÃO

Este capítulo apresenta considerações gerais e preliminares relacionadas ao tema a ser desenvolvido e os principais aspectos que serão tratados ao longo do trabalho.

1.1 MOTIVAÇÃO E OBJETIVOS

No contexto de motores híbridos de foguete, o desenvolvimento do sistema de ignição é um passo importante, já que é um dos sistemas que pode conferir segurança, confiabilidade e maior autonomia ao foguete através de múltiplas ignições. Por essas razões, pode ser constatada a importância de pesquisa no campo de ignição.

Esse sistema de ignição tem como uma de suas vantagens ser de simples fabricação e ser capaz de possibilitar múltiplas ignições ao motor. Além disso esse projeto tem como motivação a escassez de opções quando se trata da ignição de motores de foguete com baixo empuxo.

Em cima disso, esse trabalho tem como objetivo principal analisar o funcionamento e a viabilidade do sistema de ignição tocha a gás, com base nos resultados de todos os testes realizados. Além disso será estudado a teoria e princípios de funcionamento do sistema, bem como seu modelo analítico. Também serão realizadas comparações dos resultados experimentais com simulações numéricas realizadas em outros trabalhos.

1.2 ESCOPO

O trabalho consistirá em testes e análise de resultados do sistema de ignição do tipo tocha, um novo tipo de sistema de ignição para motor híbrido de foguete desenvolvido na Universidade de Brasília. Pretende-se ao fim do projeto avaliar a eficiência e a viabilidade de uso desse novo sistema.

Na primeira parte do trabalho será apresentada uma revisão bibliográfica sobre os sistemas de ignição já existentes, os métodos de teste, o ignitor do sistema e sobre o motor de teste da plataforma SARA.

Na parte seguinte será realizada uma análise de todo o funcionamento do sistema de ignição, bem como a apresentação de seu modelo analítico e equações. Nessa parte também serão descritos todos os testes realizados no projeto.

Por fim será feita uma análise de resultados e uma discussão sobre os mesmos, destacando todos os resultados obtidos com os testes do sistema.

1.3 SISTEMAS DE PROPULSÃO HÍBRIDA

Como muitos outros motores, um motor de foguete gera impulso através da queima de combustível, na maioria das vezes transformando esse combustível do estado sólido ou líquido em gás quente. Ao empurrar o gás para a parte externa, o motor gera movimento para o foguete (CORMACK, 1958).

A propulsão do motor pode ser classificada de acordo com o combustível utilizado para queima. A propulsão sólida funciona a partir da queima de propelente sólido e foi o primeiro tipo de propulsão utilizado em missões espaciais, sendo utilizado até hoje. A propulsão líquida pode utilizar dois propelentes, um oxidante e um combustível, ambos na fase líquida, ou usar apenas um propelente, em ambos os casos gerando empuxo através dos gases ejetados.

A propulsão híbrida funciona com a utilização de propelentes em fases diferentes, geralmente com o combustível na fase sólida e o oxidante na fase líquida. Atualmente os propulsores híbridos tem ganhado destaque devido a seu grande potencial para a área espacial e aeronáutica.

O sistema de ignição analisado neste trabalho foi desenvolvido para um motor de propulsão híbrida para plataforma SARA, desenvolvida em conjunto pela Agência Espacial Brasileira (AEB) e pelo Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA). O sistema apresenta um conceito inovador de ignição do tipo tocha, utilizando como propelentes Metano (CH_4) e Oxigênio (O_2) ou Óxido Nitroso (N_2O), substituindo o sistema de ignição usual realizado através de carga pirotécnica.

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

No Brasil o Laboratório Associado de Combustão e Propulsão (LCP), do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), realiza testes de propulsores híbridos utilizando parafina, polietileno e outros polímeros como combustível sólido, queimando com óxido nitroso, peróxido de hidrogênio e outros oxidantes na fase líquida.

Da mesma forma que os propulsores líquidos, na propulsão híbrida pode-se ter também o controle do módulo de empuxo e o sistema de propulsão pode ser reiniciado várias vezes. Para a propulsão híbrida, geralmente a velocidade de ejeção dos produtos de combustão é maior que na propulsão a partir de propelentes sólidos e menor que na propulsão a partir de propelentes líquidos.

Mesmo sendo estudados desde 1930, os foguetes com o sistema de propulsão híbrida nunca tiveram tanta atenção quanto os foguetes à propulsão sólida ou líquida, que aparentavam ser mais eficientes. Mas nem por isso os propulsores híbridos são considerados menos importantes. Um importante parâmetro de análise da eficiência dos sistemas de propulsão é seu Impulso Específico (HUMBLE et. al, 1995) pode ser definido como,

$$I_{sp} = \frac{T_h}{g_0 \cdot \dot{m}} = \frac{v_e}{g_0} \quad (1.1)$$

onde T_h é o empuxo gerado, g_0 a aceleração da gravidade ao nível do mar, \dot{m} o fluxo mássico de propelente e v_e a velocidade de escoamento do fluido.

Como comparação da eficiência entre os tipos de propulsão, podemos analisar os valores para o impulso específico. Segundo Sutton (1992), o impulso específico para um motor de propelente sólido varia entre 210 e 265 segundos, para um motor bi propelente líquido entre 270 e 360 segundos e motores híbridos podem apresentar um impulso específico entre 230 e 270 segundos. Com esses dados, conclui-se que os motores à propulsão líquida apresentam maior eficiência em relação aos de propulsão híbrida e sólida, que praticamente se equivalem. Mas vale ressaltar que o impulso específico é apenas um parâmetro a ser analisado e o motor à propulsão híbrida pode se mostrar mais adequado em outros quesitos.

1.4 PRINCÍPIOS DE FUNCIONAMENTO

O sistema de propulsão híbrida funciona a partir da utilização de combustível e oxidante em diferentes fases, usualmente sendo o oxidante líquido, como óxido nítrico, e o combustível sólido, como a parafina. O empuxo conferido ao sistema é alcançado da mesma forma que em outros tipos de propulsão, através da ejeção de gases queimados pela combustão. O esquema de funcionamento de motores híbridos pode ser visto abaixo na Fig. (1).

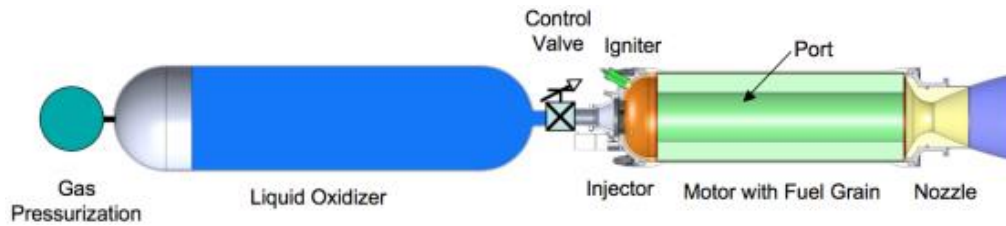


Figura 1 - Funcionamento de um motor de foguete híbrido (CANTWELL, 2007).

Nos motores híbridos de foguete o combustível fica alocado dentro da câmara de combustão, em forma de cilindro com um canal no centro, por onde irá chegar o oxidante. Já o oxidante permanece dentro de um recipiente pressurizado, conectado ao sistema por meio de tubos e válvulas de controle.

Após a ignição, uma chama de difusão se forma sobre a superfície do combustível ao longo do comprimento do canal. A combustão é sustentada pela transferência de calor da chama para o combustível sólido, causando vaporização contínua do combustível até que o fluxo do oxidante seja desligado (CANTWELL,2007).

Uma importante análise a se fazer em cima dos sistemas híbridos é da sua taxa de regressão, que pode nos dar dados sobre eficiência energética e fluxo de massa dentro do motor, e da vazão mássica dos gases. Para este projeto realizaremos testes dedicados à análise da taxa de regressão e ao cálculo da vazão mássica de combustível e oxidante, que irão gerar dados importantes para estudo das propriedades do sistema de ignição.

1.5 VANTAGENS E DESVANTAGENS DOS MOTORES HÍBRIDOS DE FOGUETE

Foguetes com motores híbridos possuem características que os fazem apropriados para missões espaciais, como as citadas por Humble et al. (1995), Moore (1956) e Sutton (1992):

- Os propelentes não são pré misturados como nos foguetes sólidos, e, portanto, propulsores híbridos são mais seguros que os sólidos;
- Menor custo em relação aos foguetes líquidos bi-propelentes, porque apenas um dos propelentes necessita de sistema de alimentação;
- Sua simplicidade em geral leva a uma maior confiabilidade, tanto em relação aos sistemas sólidos como aos líquidos bi-propelentes;

- Desempenho e segurança não são afetados por pequenas falhas ou rachadura no grão propelente, pois em motores híbridos a pressão de câmara é proporcional à taxa de injeção de oxidante e não à área superficial do grão exposta à chama;
- Controle sobre injeção do oxidante fornece a possibilidade de controle de empuxo, além de “ligar” e “desligar” o motor como desejado;
- A combustão se dá de forma estável, não ocorrendo grandes picos de pressão;
- Os combustíveis são considerados atóxicos e não perigosos (propelentes verdes), gerando comumente produtos menos poluentes que outros sistemas.

Mas também vale ressaltar as desvantagens, que podem ser minimizadas com o melhor design de grão e com o motor apropriado, da propulsão híbrida:

- A razão de mistura varia com o decorrer da queima, variando então os parâmetros de desempenho do foguete, que nem sempre é desejável ou permissível;
- A eficiência de combustão é levemente mais baixa do que em motores líquidos ou sólidos;
- A baixa taxa de regressão acarreta um limite de empuxo, para uma dada configuração do grão.

1.6 SISTEMAS DE IGNIÇÃO DE FOGUETE

O objetivo do sistema de ignição em um motor de foguete é de dar início à queima de combustível dentro da câmara de combustão. Uma vez iniciada a combustão, o ignitor não é mais necessário e a queima de combustível se torna autossuficiente.

Dispositivos pirotécnicos são o tipo de ignição mais comumente utilizados em motores de foguetes. As vantagens desse tipo de sistema são o baixo custo e sua simplicidade. Um grão de material inflamável é instalado no motor e através de um impulso elétrico o material gera uma chama que irá dar início à combustão entre o

oxidante e o propelente no interior do motor. Esse tipo de ignição está presente geralmente em motores de propulsão sólida.

A mistura hipergólica entre oxidante e propelente é outro tipo de sistema de ignição. Esse tipo de ignição funciona com materiais que se ignitam espontaneamente, sem a necessidade de uma fonte externa. Essa combinação de dois materiais que se ignitam à temperatura ambiente é chamada de hipergólica. Esse tipo de sistema necessita apenas de uma válvula para misturar os fluidos e dar início à combustão. Esse tipo de ignição é utilizado geralmente em motores de propulsão líquida.

Para motores que funcionam com mistura hidrogênio-oxigênio um outro tipo de ignição pode ser utilizado, o método de tubo de ressonância. Seu funcionamento é simples, através de um tubo será fornecido calor à mistura até que essa atinja a temperatura suficiente para dar início à combustão. Então esse método de ignição funciona apenas com o aquecimento do oxidante e propelente, sem nenhum dispositivo ou fonte eletrônica de ignição. Esse tipo de sistema funciona apenas para essa mistura.

Este trabalho irá analisar o desenvolvimento de um sistema de ignição, do tipo tocha a gás. O sistema foi desenvolvido para motores de foguete híbrido que necessitam de baixo empuxo. Funciona com a injeção de uma mistura CH_4 / O_2 na câmara de combustão. Um dispositivo eletrônico irá gerar uma faísca que será responsável por dar início à chama da ignição. Após a faísca criar a chama entre a mistura gasosa, a chama é direcionada para dentro da câmara de combustão, dando início à queima do propelente.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Neste capítulo será discutida toda a base teórica para elaboração do trabalho, como modelo analítico do sistema de ignição, seus princípios de funcionamento e concepção. Além disso também será abordado a metodologia de teste do sistema, com revisão de livros sobre metrologia científica. E com base em relatórios e artigos publicados, será discutido o funcionamento do motor de teste para a plataforma SARA.

2.1 SISTEMAS DE IGNIÇÃO

Neste tópico serão estudados os sistemas de ignição para motor de foguete já existentes e utilizados e feita uma análise das inovações e vantagens proporcionadas pelo sistema de ignição tipo tocha a gás.

Motores de foguete híbridos oferecem vantagens de segurança distintas quando comparados aos tradicionais sistemas de propelente líquido ou sólido, devido à estabilidade inerente e à inércia relativa dos propelentes antes da combustão estabelecida. Como resultado dessa estabilidade inerente do propelente, motores híbridos foram provados historicamente de serem difíceis de ignitar (JUDSON, 2015).

A seleção de um sistema de ignição específico depende de muitos atributos do veículo e do projeto do sistema de propulsão. A principal destas considerações é a combinação de propelente selecionada. Sempre que possível, um sistema de ignição deve evitar introduzir complexidade adicional e minimizar a massa seca do sistema adicional (ALTMAN, 1991). Por estas razões, é frequentemente vantajoso selecionar um sistema de ignição que utilize os propulsores e sistemas já disponíveis para o sistema de propulsão principal.

2.1.1 Ignição hipergólica

De acordo com SpaceX (2014), ignitores hipergólicos usam uma combinação de reagentes hipergólicos, chamados de hipergóis, que ignitam espontaneamente sobre contato. Combinações de propelentes hipergólicos comuns incluem monometil-hidrazina, hidrazina, e não simétrico dimetil-hidrazina combinado com Tetróxido de Nitrogênio ou Ácido Nítrico. Combinações hipergólicas podem ser utilizadas apenas no sistema de ignição ou como propelente principal do motor. Os

sistemas hipergólicos tem a vantagem de fornecer uma ignição simples e altamente confiável. Exemplos de motores com ignição hipergólica incluem o *Rocketdyne F1*, usado no veículo Saturno V, e também a família de motores *SpaceX Merlin*.

Os combustíveis hipergólicos mais comuns são todos líquidos à temperaturas e pressões normais. Eles são adequados para uso em missões de naves espaciais que duram muitos anos. A criogenia do hidrogênio líquido e do oxigênio líquido limita o seu uso prático a veículos de lançamento espacial onde eles precisam ser armazenados apenas brevemente. Como os motores hipergólicos não precisam de um sistema de ignição, eles podem disparar várias vezes simplesmente abrindo e fechando as válvulas propulsoras até que os propulsores estejam exaustos e, portanto, são perfeitamente adequados para manobras espaciais.

As principais desvantagens do sistema de ignição hipergólica são a toxicidade e corrosividade dos reagentes e sua baixa eficiência energética. A Fig. (2) ilustra o funcionamento da ignição hipergólica.

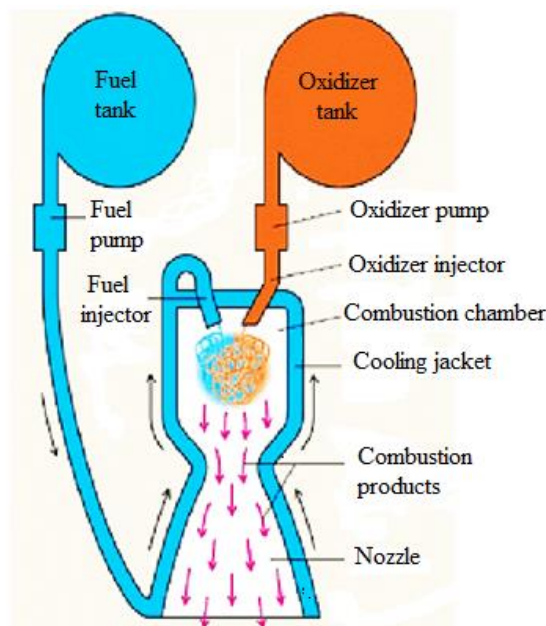


Figura 2 - Ignição hipergólica (SLIDESHARE, 2017).

2.1.2 Ignição pirotécnica

Segundo as considerações de Judson (2015), os ignitores pirotécnicos são essencialmente pequenos grãos de combustível sólido. Ignitores pirotécnicos são o método mais comumente usado para sistemas de foguete híbrido devido à simplicidade e confiabilidade. Como as composições pirotécnicas são combinações

de oxidante e combustível sólidas pré-misturadas, não são necessárias linhas de alimentação de fluidos. A pirotecnia é tipicamente iniciada eletricamente usando uma faísca eletrônica.

O material energético utilizado, muitas vezes chamado de pirógeno, é normalmente uma composição pirotécnica feita de combustível e oxidante, onde o combustível produz uma quantidade significativa de partículas quentes que promovem a ignição. Os oxidantes comumente utilizados são perclorato de potássio e nitrato de potássio. Os combustíveis comumente utilizados são titânio, hidreto de titânio, zircônio, hidreto de zircônio e boro. O tamanho das partículas de combustível é determinado para produzir partículas quentes com o tempo de queima requerido. A Fig. (3) ilustra um ignitor pirotécnico.

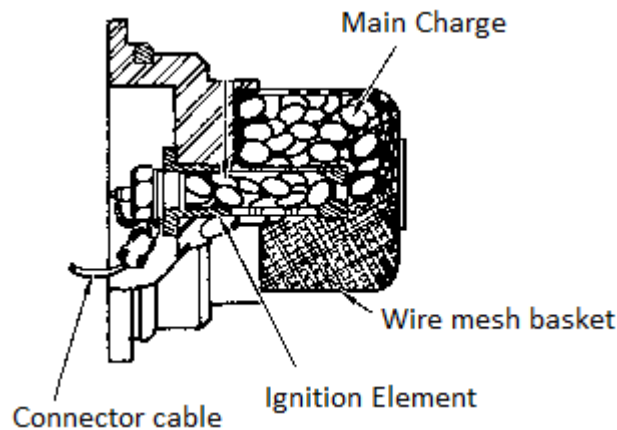


Figura 3 - Ignitor pirotécnico (AEROSPACEARCHIVES, 2016).

2.1.3 Ignição catalítica

De acordo com Weeland (2009), no sistema de ignição catalítica um oxidante decompõe-se com a ajuda de uma “cama catalítica”. Os gases decompostos são quentes o suficiente para ignitar o combustível e os gases de combustão deste ignitor tem uma temperatura quente o suficiente para ignitar sistemas de propulsão líquida. O ignitor catalítico pode ser mais simples do que o ignitor tipo tocha com plug de faísca.

Os combustíveis para a ignição catalítica podem ser líquidos ou gasosos. Assim como no sistema de ignição do tipo tocha a gás, os ignitores catalíticos podem ser reconicionados e usados novamente. A grande vantagem deste sistema de ignição é seu baixo custo comparado com outros sistemas mais complexos. Atualmente este sistema de ignição está em desenvolvimento pela empresa

Aerospace Propulsion Products B.V. (APP) para motores de alto empuxo. Este ignitor em desenvolvimento está ilustrado na Fig. (4).



Figura 4 - Evolução do design para o ignitor catalítico ([APP B.V., 2017](#)).

2.1.4 Ignição à laser

Um laser pode ser usado para a ignição focalizando o feixe de laser e consequentemente aumentando a densidade de energia no ponto focal. A ignição pode ser obtida por aquecimento de um alvo, criando uma faísca ou causando dissociação de moléculas. Essas tecnologias de ignição são conhecidas há muitos anos e têm sido frequentemente aplicadas em experimentos de laboratório em todo o mundo.

Mais recentemente a ignição a laser foi anunciada como um candidato sério para substituir o sistema de ignição por faísca convencional para aplicações automotivas ([Universidade de Liverpool, 2017](#)). O baixo nível de manutenção requerido e a capacidade de inflamar a alta pressão de gás são dados como vantagens da tecnologia laser. A tecnologia a laser também traz uma grande liberdade de escolha para o local de ignição. Esta liberdade é apreciada por designers de motores, bem como por especialistas em combustão.

Segundo [Manfletti \(2009\)](#), a ignição de um motor de foguete por meio de um laser é aplicada no ambiente de pesquisa e desenvolvimento para estudar fenômenos de ignição. Para motores de foguetes líquidos, a ignição a laser ainda não foi aplicada na prática. No entanto, a aplicação da tecnologia de ignição a laser para fins automotivos pode impulsionar o desenvolvimento da tecnologia laser. A Fig. (5) ilustra um sistema de ignição à laser.

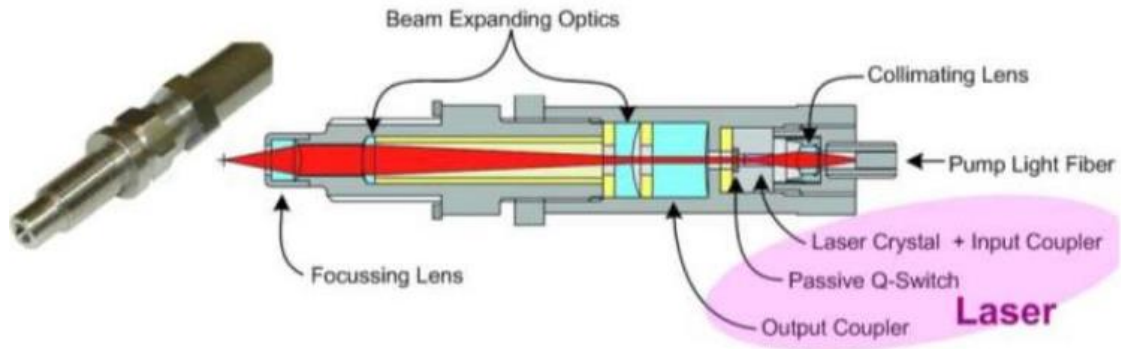


Figura 5 - Sistema de ignição à laser (PARALKAR,2017).

2.1.5 Vantagens e desvantagens da ignição tocha a gás

O objeto de estudo principal deste trabalho é o sistema de ignição do tipo tocha a gás desenvolvido pelos professores de engenharia aeroespacial da Universidade de Brasília. O sistema de ignição em desenvolvimento apresenta uma inovação na área de ignição de motores híbridos de foguete, visto que nenhum com funcionamento similar a este já foi utilizado antes.

Entre as vantagens do sistema de ignição estudado estão sua simples fabricação, visto que não possui nenhum material de difícil acesso e um design simples. Talvez sua principal vantagem seja a capacidade de múltiplas ignições. Comparado a outros sistemas de ignição, este apresenta um baixo custo de fabricação e funcionamento, além de bons níveis de eficiência energética e isolamento térmica para os propósitos do projeto.

A principal desvantagem deste sistema de ignição é sua complexidade. Para seu funcionamento, o sistema necessita de um grande aparato de válvulas, tubos, sensores e reservatórios de gases, o que também confere ao sistema um peso elevado, outra desvantagem.

2.2 FUNDAMENTOS DA METROLOGIA CIENTÍFICA

A metrologia científica pode ser definida como a ciência da medição. Através da metrologia é possível qualificar e quantificar testes, experimentos, fenômenos ou substância, afim de atribuir um valor a tal. Através de um sistema de unidades e variáveis físicas a grandeza é capaz de determinar o que está sendo medido.

2.2.1 Princípios de medição de dados

A maior parte dos sistemas de medição que se aplicam ao método da indicação possuem três módulos funcionais, que são o transdutor ou sensor, a unidade de tratamento do sinal e o dispositivo mostrador. Todos os três sistemas funcionam integrados ao sistema de medição e de forma independente ou não entre si. A Fig. (6) mostra um esquema dos módulos funcionais de um sistema de medição.

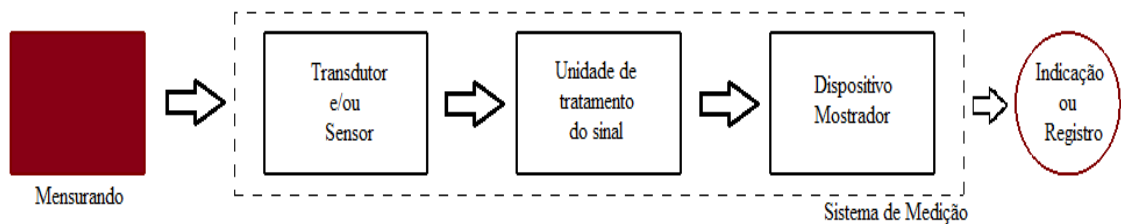


Figura 6 - Módulos funcionais de um sistema de medição do método da indicação.

Transdutores são dispositivos, normalmente elétricos ou eletrônicos, que converte uma forma de energia em outra, para efeitos de medição e transferência de informação. Sensores são um tipo de transdutores, que também podem ser atuadores. Os transdutores, dependendo da situação, podem ou não ter como componente um sensor. No sistema de medição o transdutor fica em contato com o mensurando e envia dados de medição para a unidade de tratamento de sinal. Um exemplo de transdutor é o termopar, ilustrado na Fig. (7).



Figura 7 - Exemplo de termopar (OMEGA, 2017).

De acordo com Doebelin (1990), o sinal gerado pelo transdutor normalmente é um sinal de baixa energia, difícil de ser diretamente indicado. A unidade de tratamento do sinal tem por principal função amplificar a potência do sinal de

medição. Em alguns sistemas de medição mais sofisticados, a unidade de tratamento do sinal pode assumir funções de filtragem, compensação, integração, processamento, etc. Depois de tratado o sinal, a unidade envia para o dispositivo mostrador.

Dentro do sistema de medição pelo método da indicação, o último módulo é o dispositivo mostrador, que já recebe o sinal de medição tratado e o transforma em uma grandeza que será mostrada ao usuário, uma indicação direta. O dispositivo mostrador pode ser do tipo analógico ou digital, dependendo de sua aplicação, sendo que os analógicos apresentam a medição através de um ponteiro e os digitais através de dígitos gerados eletronicamente. O dispositivo mostrador representa o último módulo do sistema da medição, apresentando ao usuário o resultado de medição final.

Idealmente, a indicação apresentada por um sistema de medição deve corresponder ao valor verdadeiro do mensurando. Infelizmente não é isso o que sempre acontece. As imperfeições do sistema de medição, as limitações do operador e as influências das condições ambientais são exemplos de fatores que induzem erros de medição (ALBERTAZI, 2008).

O erro de medição é um parâmetro muito importante e indispensável em qualquer método de medição. Por mais confiável e seguro que seja o método de medição e por mais habilidoso que seja o operador, o erro de medição estará sempre presente. Desde que sejam entendidas as causas do erro, ele pode funcionar com um aliado ao projeto, pois fornece uma margem de erro à medição realizada.

2.2.3 Parâmetros

Neste tópico serão abordados os principais parâmetros de testes em medições dentro do campo da engenharia. Para o trabalho em questão é importante conhecer os procedimentos de medição para cada um desses parâmetros, afim de obter os resultados esperados com confiabilidade.

Baseados nas duas quantidades fundamentais da natureza, comprimento e tempo, os primeiros parâmetros são o movimento e a dimensão, que estão diretamente relacionados com outros parâmetros de teste também. A medição de movimento depende diretamente da dimensão.

As quatro quantidades fundamentais do Sistema Internacional de Medição, para as quais padrões independentes foram definidos, são comprimento, tempo, massa e temperatura. Unidades e padrões para todas as outras quantidades são derivadas destas. Na medição de movimento, as quantidades fundamentais são comprimento e tempo (DOEBELIN, 1990).

Para o sistema de ignição, foco deste trabalho, a pressão é um importante parâmetro a ser analisado nos testes realizados, tanto na entrada de oxidante e combustível, quanto na câmara de combustão. A pressão não é uma quantidade fundamental, mas é derivada de força e área, que por sua vez são derivadas de massa, comprimento e tempo, três quantidades fundamentais.

A pressão é definida como força por unidade de área que um fluido exerce sobre seus arredores. A pressão, p , é uma função de força, F , e área A , de acordo com a Eq. (2.1).

$$p = \frac{F}{A} \quad (2.1)$$

No sistema internacional (SI) a unidade para pressão é N/m², mas é também comumente representada em psi, atm, bar, milímetros de mercúrio (mmHg), entre outras.

Assim como a pressão, a temperatura é outro importante parâmetro de teste para este trabalho. Nos testes a serem realizados para o sistema de ignição, será analisada a temperatura tanto do oxidante e combustível, quanto dos componentes estruturais do sistema. A temperatura representa um parâmetro de segurança para o sistema de ignição e para o motor, um valor máximo não pode ser ultrapassado, afim que o sistema funcione de forma correta.

No sistema internacional de unidades a unidade padrão para temperatura é Kelvin (K), mas é também usualmente expressa em graus Celsius (°C) e graus Fahrenheit (°F), dependendo da localização geográfica. A conversão entre essas três unidades de medida se dá de forma simples e fácil.

A temperatura pode ser medida através de um conjunto diversificado de sensores. Todos eles inferem a temperatura ao detectar alguma alteração em uma característica física. Dois tipos principais com os quais o engenheiro provavelmente entrará em contato são: termopares e radiadores infravermelhos.

Um termopar é um dispositivo elétrico constituído por dois condutores dissimilares que formam junções elétricas em diferentes temperaturas. Um termopar produz uma tensão dependente da temperatura como resultado do efeito termoelétrico, e esta tensão, recebida por uma unidade de tratamento de sinal, pode ser interpretada para medir a temperatura. A principal limitação dos termopares é a precisão, seu erro de medição costuma ser de no mínimo 1°C. Os termopares podem ser de vários tipos diferentes, sendo os mais comuns do tipo K ou J, que se adaptam a diferentes tipos de medição. Um exemplo de termopar está ilustrado na Fig. (8).

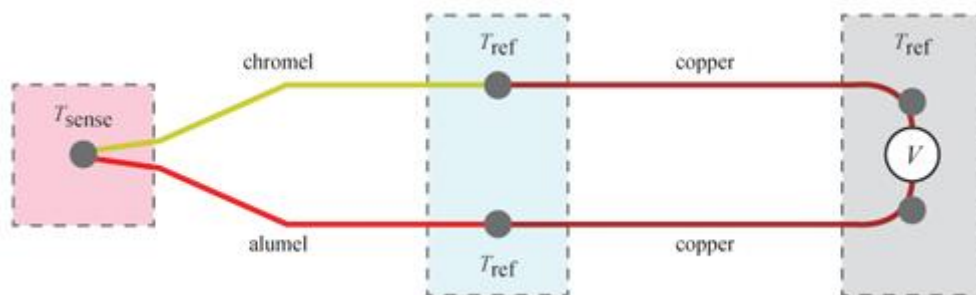


Figura 8 - Ilustração de um termopar (CONTROLGLOBAL, 2015).

Segundo Seffrin (2003), um radiador infravermelho é um termômetro que infere a temperatura de uma porção da radiação térmica, às vezes chamada radiação de corpo negro, emitida pelo objeto a ser medido. Também são chamados de termômetros de laser, como um laser é usado para ajudar a apontar o termômetro, ou termômetros sem contato ou armas de temperatura, para descrever a capacidade do dispositivo para medir a temperatura à distância. Sabendo a quantidade de energia infravermelha emitida pelo objeto e sua emissividade, a temperatura do objeto pode muitas vezes ser determinada. Às vezes, especialmente perto da temperatura ambiente, as leituras podem estar sujeitas a erro, mas esses dispositivos possuem uma boa precisão de medição. Um exemplo de radiador infravermelho está ilustrado na Fig. (9).



Figura 9 - Radiador infravermelho (Phoenix Instruments, 2017).

2.2.4 Caracterização de sensores

Para análise de funcionamento e de suas propriedades, o sistema de ignição tipo tocha a gás é composto por um conjunto de sensores. Neste tópico abordaremos sobre as características de funcionamento dos sensores do sistema, que são os termopares, os transdutores de pressão, a central para aquisição de dados, o dispositivo multifunção para transferência de dados e o medidor de vazão mássica.

Os termopares têm a função de analisar a temperatura em diferentes pontos do sistema. Neste projeto serão utilizados termopares do tipo K (modelo KMQXL-125U-6) da marca OMEGA. Para compatibilidade com o sistema, os termopares devem ser equipados com adaptadores SSLK-18-18. Possui diâmetro de 1/8 de polegada e comprimento de 150 mm. Foi desenvolvido para operar em temperaturas até 1335°C, com um desvio de temperatura super estável de menos de 2,8°C em 25 semanas. Possui um melhor desempenho em tamanho reduzido e resiste a 815° C durante três anos (OMEGA, 2017). A Fig. (10) mostra o modelo de termopar utilizado.



Figura 10 - Termopar tipo K (OMEGA, 2017).

Para a medição de pressão do sistema são utilizados transdutores do tipo MBS 1700, modelo 060G6100, da marca DANFOSS. O sistema é composto por 3 destes transdutores, que operam na faixa de pressão de 0 – 6 bar e possuem sinal de saída de 4 - 20 mA. Sua conexão é do tipo G 1/4 EM 837. Possui compensação de temperatura e calibração à laser. Opera na faixa de temperatura de -40 – 85 °C, e faixa de temperatura compensada de 0 – 80°C. Sua precisão é de $\pm 0,5 \%$, com pressão de sobrecarga máxima de 36 bar. Possui tempo de resposta máximo de 4 ms e tensão de alimentação de 9,00 – 32,00 V (DANFOSS, 2017). A Fig. (11) mostra o modelo de transdutor de pressão utilizado.



Figura 11 - Transdutor de pressão MBS 1700 (DANFOSS, 2017).

O dispositivo multifunção para aquisição de dados utilizado é do modelo PCIe-6320, da marca National Instruments. O dispositivo tem como função transportar os dados dos sensores para o computador. O dispositivo possui 16 entradas analógicas, de amostragem de 250 KS/s e com 16-bits de resolução. Possui ainda 24 canais digitais de entradas e saídas. O dispositivo opera com o software próprio da fabricante NI LabView. Sua faixa máxima de tensão é de - 10 V – 10 V, com precisão de 2,2 mV (National Instruments, 2017). A Fig. (12) mostra o dispositivo para aquisição de dados utilizada.



Figura 12 - Dispositivo de aquisição de dados NI PCIe-6320 (National Instruments, 2017).

2.3 MOTOR DE TESTE PARA PLATAFORMA SARA

2.3.1 Estrutura e parâmetros de funcionamento

O projeto desenvolvido pela Agência Espacial Brasileira (AEB) tem por objetivo o desenvolvimento de uma plataforma espacial para experimentos em ambiente de microgravidade, denominada Satélite de Reentrada Atmosférica (SARA), destinada a operar em órbita baixa, circular, a 300 km de altitude, por um período máximo de 10 dias (AEB, 2012). A Fig. (13) ilustra a estrutura da plataforma SARA e de seu veículo lançador.

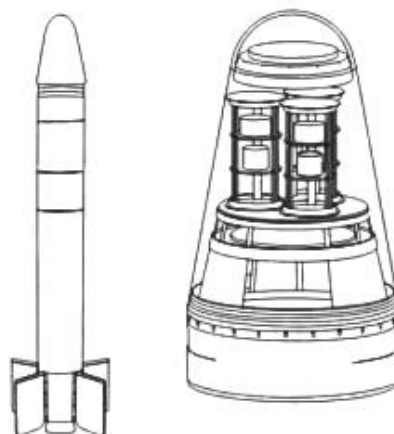


Figura 13 - Plataforma SARA (AEB, 2012).

A equipe de propulsão híbrida da Universidade de Brasília iniciou em 2013 o projeto Uniespaço-II, com o objetivo de projetar, construir e testar um protótipo de

um sistema propulsivo que atenda aos requisitos da indução de reentrada da plataforma SARA, um satélite de reentrada para experimentos científicos em baixa gravidade.

Na primeira etapa do projeto, foi desenvolvido um modelo para o motor híbrido, operado pelos propelentes parafina e óxido nitroso (N_2O). Neste estágio, o protótipo consiste principalmente da interface mecânica, tanques de oxidante, propulsor, sistema de controle, subsistemas auxiliares e dispositivos de segurança. Depois da montagem do dos testes de qualificação do protótipo para ignição e injeção de oxidante, foram realizados testes frio e quente do sistema. Nesta fase, o tempo de queima de combustível foi limitado à valores menores que 10 segundos (SHYNKARENKO, 2015). A Fig. (14) ilustra a estrutura do motor híbrido para a plataforma SARA.

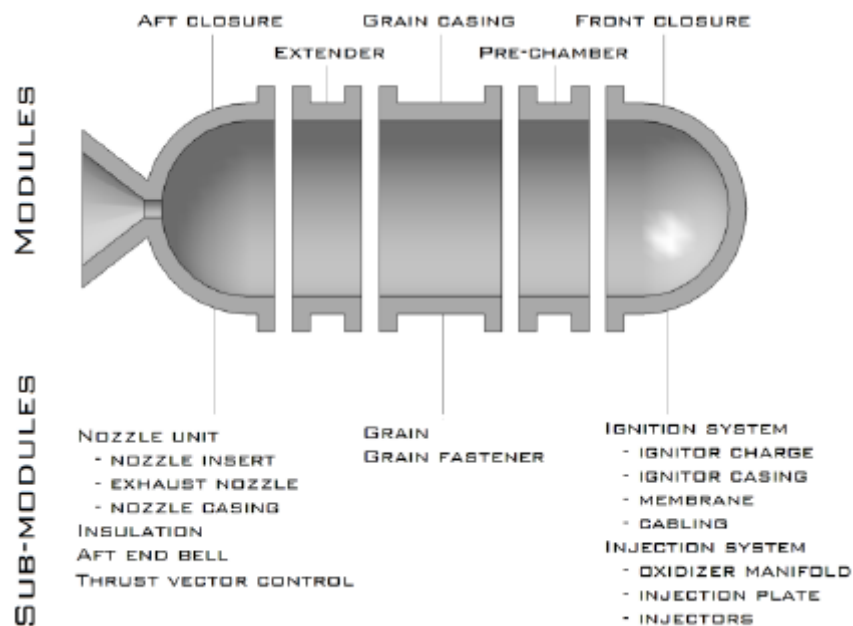


Figura 14 - Conceito modular do motor de teste (ANDRIANOV, 2015).

De acordo com (ANDRIANOV, 2015), o dimensionamento e a forma da câmara de combustão são elementos críticos do motor híbrido proposto. A ênfase foi então colocada na concepção deste componente do desacelerador propulsivo de propelente híbrido, permitindo a busca de uma operação otimizada do motor. Por conseguinte, o motor de ensaio pode funcionar com diferentes volumes de câmara de combustão, *nozzles* de exaustão e subsistemas, tais como *hardware* de controle,

ignição, injeção e isolamento térmico. Como pode ser visto, versatilidade e flexibilidade foram tomadas como princípios de design.

2.3.2 Bancada de teste

A bancada de teste para o motor híbrido foi planejada de acordo com a determinação dos parâmetros chave que deveriam ser observados durante os testes. Além disso a disposição da bancada deve levar em conta os critérios de segurança e a instalação de todos os componentes do sistema.

De acordo com (SHYNKARENKO, 2015) estes parâmetros chave a serem observados são o empuxo, o fluxo do oxidante, a pressão e a temperatura na câmara de combustão. Os dois últimos parâmetros são importantes para o projeto estrutural do motor de teste e o desenvolvimento de um isolamento térmico eficiente.

A Fig. (15) apresenta o esquema gráfico da disposição das unidades de medição na bancada de teste. A Tab. (2) apresenta o tipo, o parâmetro a ser medido e a função principal de cada sensor. A bancada é composta por cinco subsistemas conectados por adaptadores e tubulação: câmara de combustão, controle de fluxo de oxidante, sistema de alimentação de oxidante, sistema de aquisição de dados e sistema de extinção de chama.

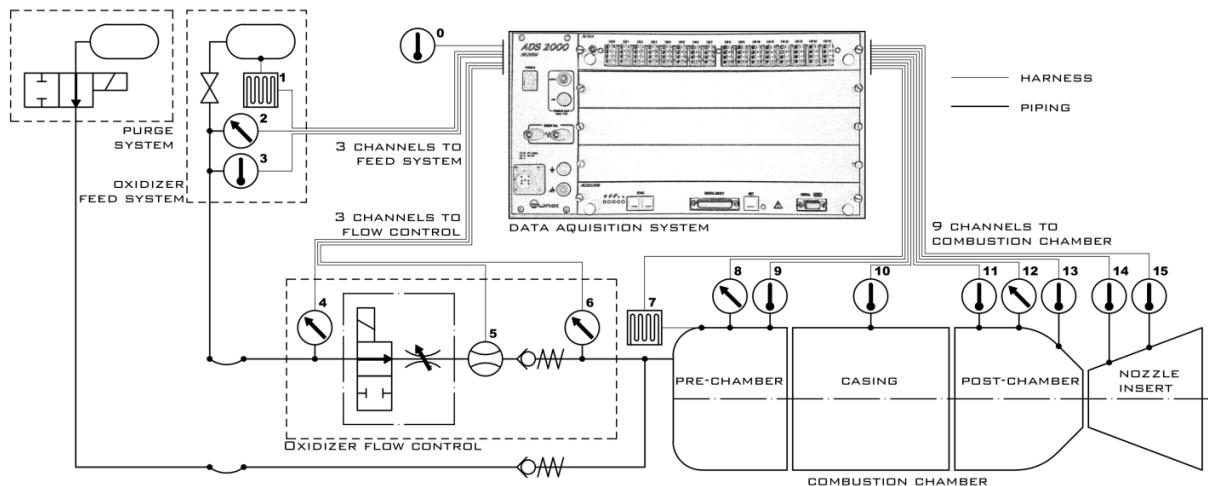


Figura 15 - Esquema gráfico das unidades que compõem a bancada de teste (ANDRIANOV, 2015).

Todos os componentes do sistema foram pensados para tornar a bancada de testes de fácil operação e fácil configuração. Um requisito importante do projeto é o fácil acesso aos componentes de uso único, que devem ser substituídos após cada

teste, enquanto os componentes permanentes não preocupam muito. A Tab. (1) apresenta os componentes da bancada.

Sensor	Posição	Parâmetro a medir	Função
Termopar K	0	Temperatura ambiente	Ponto de referência para a distribuição de temperatura
	3	Temperatura do oxidante	Controle do estado físico do oxidante
	9	Temperatura antes da câmara	Controle da condutividade térmica no isolador frontal
	10	Temperatura do grão	Controle da condutividade térmica do grão
Termopar N	11	Temperatura do isolador de calor	Controle da condutividade térmica no isolador posterior
	13 – 15	Temperatura após fechamento	Controle da temperatura de saída e do <i>nozzle</i>
Célula de Carga	1	Peso do tanque de oxidante	Monitoramento do fluxo de massa do oxidante
	7	Empuxo do motor	Estudo da performance do motor
Sensor de Pressão	2	Pressão no tanque de oxidante	Controle do estado físico do oxidante
	4	Pressão na tubulação do oxidante	Controle da queda de pressão na válvula
	6		
12	Pressão após a câmara	Controle de pressão no motor	
Sensor de Pressão Piezoelétrico	8		Pressão antes da câmara
Fluxímetro	5	Fluxo de massa do oxidante	Controle da operação das válvulas

Tabela 1 - Componentes da bancada de testes.

2.4 CONCEPÇÃO DO IGNITOR

2.4.1 Esquemático do sistema de ignição

O sistema de ignição do tipo tocha a gás é considerado complexo pela grande quantidade de componentes necessários para o funcionamento. A Fig. (16) apresenta um esquema do sistema de ignição com seus componentes.

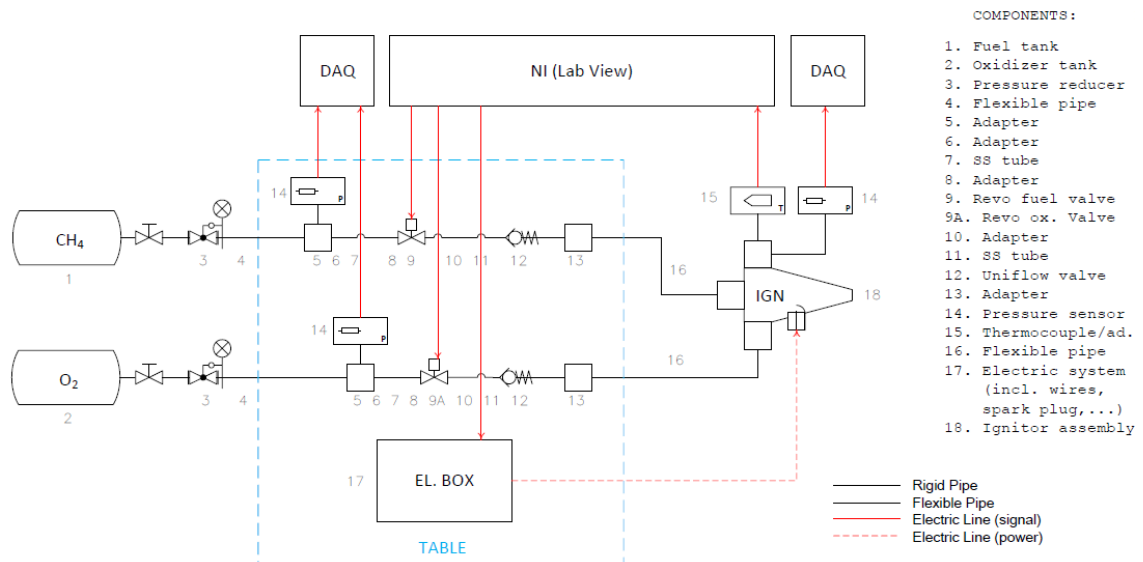


Figura 16 - Componentes do sistema de ignição (SHYNKARENKO, 2016).

Os componentes 1 e 2 representam os tanques de armazenamento dos gases, sendo um para o combustível (CH_4) e um para o oxidante (O_2), que ficam alocados sob a bancada de testes. Os componentes 3 são os reguladores de pressão, um para cada tanque. Os componentes 4 representam as mangueiras de aço inoxidável, por onde circulam os gases. Os adaptadores 5 e 6 tem a função de realizar a conexão entre as mangueiras e os tubos rígidos, representados pelo número 7.

O adaptador 8 tem a função de realizar a conexão entre os tubos rígidos e as válvulas controladoras de fluxo, representadas pelos números 9 (combustível) e 9A (oxidante), que tem a função de controlar o fluxo de massa dos gases que vai para os injetores.

O adaptador 10 tem a função de realizar a conexão entre as válvulas controladoras de fluxo e as mangueiras 11 que se conectam às válvulas de fluxo único, que tem a função de direcionar o fluxo de massa para os injetores e não permitir que ocorra no sentido contrário.

O adaptador 13 tem a função de realizar a conexão entre as válvulas de fluxo único e as mangueiras 16 que se conectam aos injetores de combustível e oxidante. O ignitor montado está representado por 18.

Os componentes 14 representam os sensores de pressão e o componente 15 o termopar. Os sensores de pressão enviam o sinal para o dispositivo de aquisição de dados e o termopar envia para o LabView, que por sua vez envia sinal elétrico para as válvulas controladoras de fluxo e para a caixa elétrica, representada por 17.

2.4.2 Esquemático do ignitor

O ignitor é composto pela base do ignitor, pelo bocal de conexão da parte da tubeira, pelo injetor de oxidante, com design projetado para gerar o efeito redemoinho no fluxo do gás e pelo bico por onde chega o combustível, responsável por levar o gás ao injetor de combustível.

Também fazem parte do ignitor a tubeira, responsável por transportar a chama gerada pela combustão no ignitor para dentro da câmara de combustão do motor híbrido, os anéis de vedação do sistema feitos de Nitrila e as porcas e arruelas, responsáveis por realizar a conexão entre o bico e o injetor de combustível. A Fig. (17) apresenta uma foto real dos componentes do ignitor.

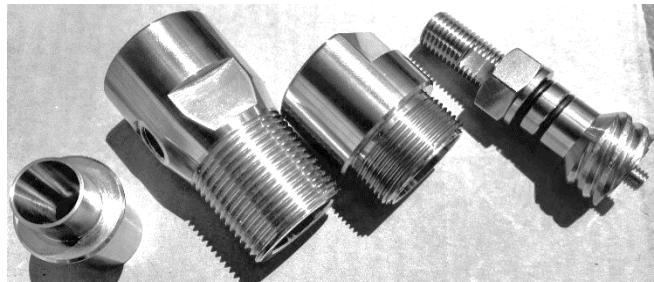


Figura 17 - Imagem real dos componentes do ignitor.

2.4.3 Escolha de propelentes

Como dito anteriormente neste trabalho os propelentes escolhidos para o sistema de ignição tocha a gás foram oxigênio como oxidante e metano como combustível. A escolha se baseou nos seguintes parâmetros: propelentes com auto pressurização à baixas temperaturas; baixo ponto de ebulição; propriedades químicas favoráveis para que ocorra a combustão; disponibilidade no mercado brasileiro. Outra alternativa pensada para uso como oxidante foi o óxido nitroso, que apresenta desvantagens em relação ao oxigênio como maior custo e toxicidade.

Um estudo teórico dos propelentes que se encaixavam nos parâmetros requeridos foi uma das primeiras tarefas realizadas do projeto de desenvolvimento do sistema de ignição tocha a gás. Com dados retirados de [AIRPRODUCTS \(2017\)](#), a Tab. (2) apresenta as principais características do metano e do oxigênio, escolhidos como combustível e oxidante, respectivamente.

Propriedade	Símbolo	Unidade	Propelente	
			Metano	Oxigênio
Fórmula molecular	-	-	CH_4	O_2
Massa molar	M	g/mol	16.042	15.999
Densidade	ρ	kg/m ³ (gás)	0.717	1.429
Ponto de ebulição	P_e	°C	-161.6	-182.97
Ponto de fusão	P_f	°C	-182.5	-222,8
Calor específico	c_p	kJ/kg K	2.226	0.918
Coefficiente de expansão adiabática	γ	-	1.31	1.4

Tabela 2 - Propriedades físicas dos propelentes.

Da Tab. (2) concluímos que o gás metano e o gás oxigênio atendem bem aos requisitos de projeto para os propelentes. Dessa forma ficaram definidos o combustível (CH_4) e o oxidante (O_2) para o sistema de ignição. Uma importante característica que também favorece a escolha do metano é sua alta inflamabilidade, tema que será abordado no próximo tópico.

2.4.4 Análise analítica de processos dentro da câmara de combustão

O estudo das reações químicas entre o combustível e o oxidante dentro da câmara de combustão do ignitor é essencial para o entendimento do processo de transferência de energia do ignitor.

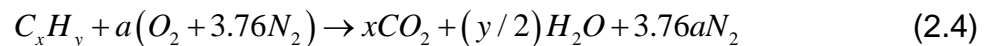
A determinação das características de um motor de foguete é baseada nas leis de conservação, equações de estado (2.2) e de conservação de energia (2.3) para fluxo volumétrico não estacionário de um gás não viscoso.

$$pV = mRT \quad (2.2)$$

$$Q - W = \Delta E \quad (2.3)$$

Onde p é a pressão do gás, V o volume, m a massa, R a constante específica dos gases e T a temperatura. Q representa o trabalho adicionado ao sistema para ir de um estado a outro, W o trabalho gasto pelo sistema para ir de um estado a outro e ΔE a variação de energia total no sistema para ir de um estado a outro.

De acordo com Turns (2000) a quantidade estequiométrica de oxidante é a quantidade necessária para queimar completamente uma certa quantidade de combustível. A razão estequiométrica entre combustível e oxidante pode ser determinada através de balanceamento atômico, assumindo que o combustível reage para formar um conjunto de produtos ideais. Para uma reação entre o ar como oxidante e algum hidrocarboneto (C_xH_y) como combustível, a relação estequiométrica pode ser expressa como



onde

$$a = x + y/4 \quad (2.5)$$

Para simplicidade dos cálculos assumimos a composição do ar como sendo de 21% de oxigênio (O_2) e 79% de nitrogênio (N_2), ou seja, para cada mol de oxigênio há 3.76 mols de nitrogênio. Dessa forma a razão estequiométrica ar-combustível pode ser definida como

$$(A/C)_{esteq} = \left(\frac{m_{ar}}{m_{comb}} \right)_{esteq} = \frac{4.76a}{1} \frac{MW_{ar}}{MW_{comb}} \quad (2.6)$$

onde MW_{ar} e MW_{comb} são os pesos moleculares do ar e do combustível, respectivamente.

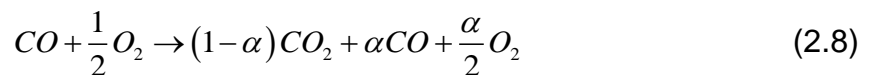
Segundo Turns (2000), a razão equivalente, Φ , é comumente usada para indicar quantitativamente quando uma mistura combustível-oxidante é rica, pobre ou estequiométrica. A razão equivalente é definida pela Eq. (2.9).

$$\Phi = \frac{(A/C)_{esteq}}{(A/C)} = \frac{(C/A)}{(C/A)_{esteq}} \quad (2.7)$$

Dessa definição, nós vemos que para misturas ricas em combustível, $\Phi > 1$, e para misturas pobres em combustível, $\Phi < 1$. Para mistura estequiométrica, $\Phi = 1$. Em muitas aplicações de combustão, a razão equivalente é um dos fatores mais importantes para determinar a performance do sistema.

Em processos de combustão de temperatura alta, os produtos de combustão não são uma simples mistura de produtos ideais, como pode ser sugerido pelo balanço atômico simples utilizado para determinar a estequiometria. Ao invés disso as espécies principais dissociam, formando um grupo de espécies menores [Turns \(2004\)](#).

Vamos tomar como exemplo a dissociação de CO_2 . Considerando como produtos apenas CO_2 , CO e O_2 , temos a seguinte reação de combustão:



Onde α representa a fração de CO_2 dissociado. Para a reação entre metano e oxigênio é comumente obtido o equilíbrio químico apresentado na Eq. (2.9).



A temperatura adiabática de chama é um importante parâmetro para análise de sistemas que envolvem combustão. O cálculo da temperatura adiabática de chama depende das concentrações equilibradas após o balanceamento da reação química, sendo que a variação de entalpia total para reagentes e produtos deve ser igual, de acordo com a Eq. (2.10).

$$\Delta H_{reag} = \Delta H_{prod} \quad (2.10)$$

Segundo [Glassman \(2008\)](#) a temperatura adiabática de chama para uma reação balanceada pode ser calculada de acordo com a Eq. (2.11).

$$\begin{aligned} & \sum_{i \text{ prod}}^n n_i \left[\left\{ (H_{T_2}^\circ - H_0^\circ) - (H_{T_0}^\circ - H_0^\circ) \right\} + (\Delta H_f^\circ)_{T_0} \right]_i \\ & = \sum_{j \text{ reag}}^n n_j \left[\left\{ (H_{T_0}^\circ - H_0^\circ) - (H_{T_0}^\circ - H_0^\circ) \right\} + (\Delta H_f^\circ)_{T_0} \right]_j \end{aligned} \quad (2.11)$$

Onde T_2 representa a temperatura adiabática de chama, T_0 a temperatura de referência e T_0' a temperatura inicial para os reagentes. H representa o valor para entalpia, sendo que o sobrescrito $^\circ$ representa o estado padrão, o sobrescrito 0 a condição inicial, o sobrescrito T as temperaturas específicas e o sobrescrito f a condição de formação.

A partir da relação entre a variação de entalpia (ΔH) e o calor específico dos elementos (C_p) exposta na Eq. (2.12) é possível isolar a temperatura adiabática de chama (T_2) na Eq. (2.11) e encontrar seu valor. Sendo que T_F é igual à T_2 para os produtos e igual à T_0' para os reagentes.

$$\Delta H = \int_{T_0}^{T_F} C_p dT \quad (2.12)$$

Segundo Coward (1952), a inflamabilidade é a capacidade de uma substância queimar ou inflamar, causando combustão. O grau de dificuldade necessário para causar a combustão de uma substância é quantificado através de testes de fogo. A nível internacional, existe uma variedade de protocolos de teste para quantificar a inflamabilidade. Inflamáveis são aqueles materiais que se inflamam mais facilmente do que outros materiais, portanto, são ignitados mais facilmente. A Fig. (18) apresenta um gráfico de inflamabilidade do metano, em função da concentração de oxigênio e nitrogênio na mistura combustível – oxidante.

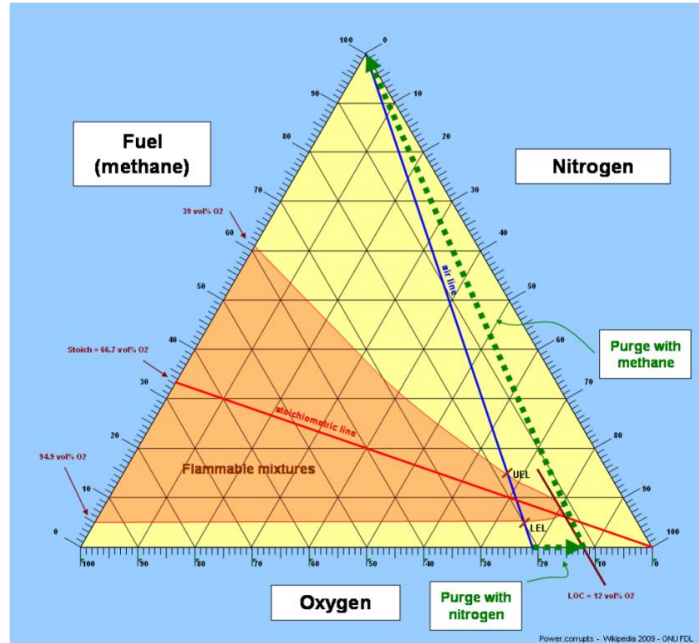


Figura 18 - Inflamabilidade do metano (WIKIPEDIA, 2017).

Da Fig. (18) podemos concluir que quanto maior a concentração de oxigênio, maior será a inflamabilidade do metano na mistura. Para provar este conceito os testes de temperatura máxima serão realizados variando-se o fluxo de massa de oxigênio e metano. O conceito de inflamabilidade voltará a ser abordado para análise dos resultados dos testes.

3 ANÁLISE DE FUNCIONAMENTO DO IGNITOR

3.1 CÁLCULOS ANALÍTICOS DE PROCESSOS DENTRO DA CÂMARA DE COMBUSTÃO

Todos os resultados para cálculo de temperatura adiabática apresentados neste tópico foram retirados de Filho (2017), um trabalho desenvolvido sobre o mesmo sistema de ignição tocha a gás, mas com enfoque maior nas reações térmicas que envolvem o sistema.

Os cálculos para temperatura adiabática e concentração das espécies químicas durante o processo de combustão foram realizados através do software *Chemical Equilibrium with Applications* (CEA), fornecido de forma gratuita pela NASA.

Foram calculados os parâmetros de temperatura adiabática e concentração das espécies químicas na câmara de combustão e na saída, em função da razão equivalente (Φ), variando-se a pressão dos gases (p). As espécies químicas analisadas são todos os produtos mais comuns para reação entre metano e oxigênio. As Fig. (19), (20) e (21) apresentam os resultados para as pressões de 1.3 bar, 2bar e 3bar, respectivamente.

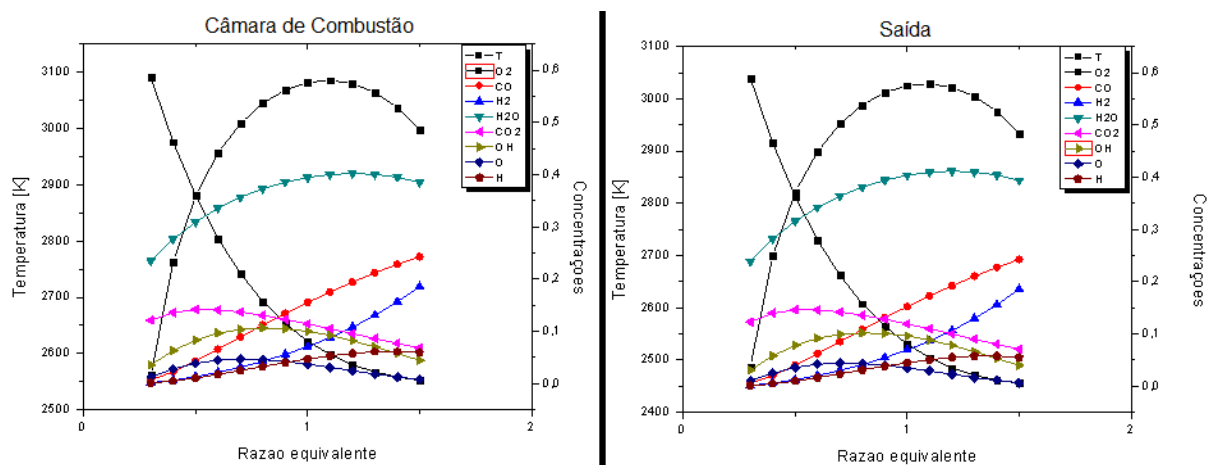


Figura 19 - Temperatura adiabática e concentrações para $p = 1.3$ bar.

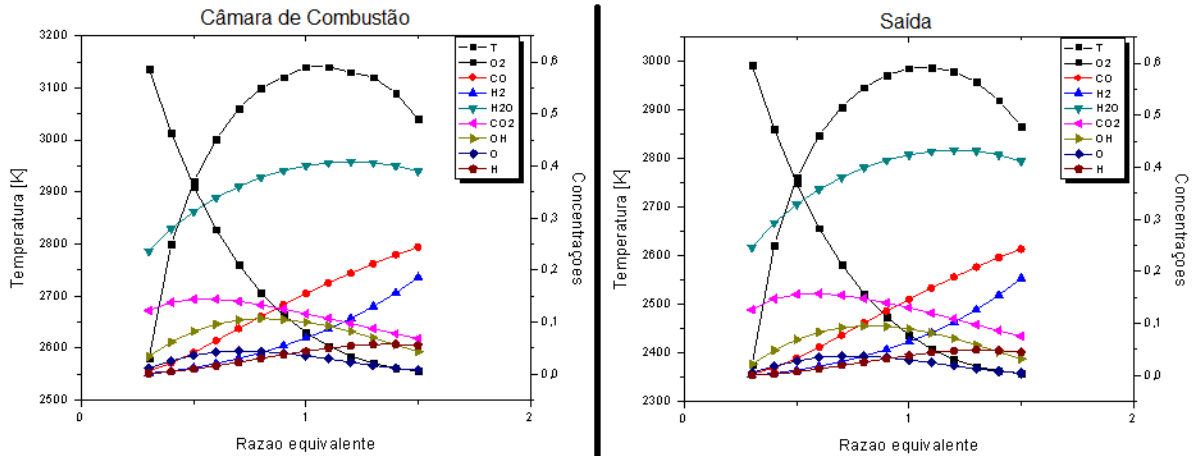


Figura 20 - Temperatura adiabática e concentrações para $p = 2$ bar.

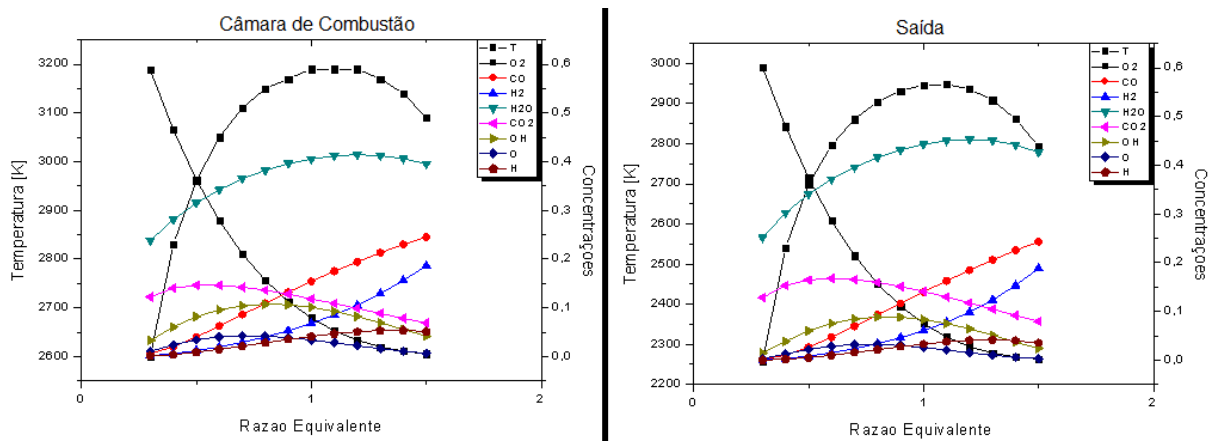


Figura 21 - Temperatura adiabática e concentrações para $p = 3$ bar.

Dos resultados obtidos podemos concluir que pressões maiores elevam a temperatura adiabática máxima, já para as concentrações das espécies químicas não é notada uma grande diferença para pressões diferentes.

Como dito no capítulo anterior, a temperatura adiabática de chama varia de acordo com a razão equivalente. Dos gráficos acima percebemos que a temperatura máxima é atingida para $\Phi = 1$ e a partir deste ponto a temperatura começa a cair. Quanto maior a razão equivalente, ou seja, quanto maior a concentração de combustível, menor será a temperatura adiabática de chama.

Para definição da potência do ignitor é necessário fazer o balanço energético entre a energia de aquecimento e de evaporação de combustível híbrido do sistema de ignição, demonstrado na Eq. (3.1) abaixo.

$$E_a + E_{ev} = M_c (Cm_c \cdot \Delta T_a + Ce) \quad (3.1)$$

Onde:

- E_a – Energia de aquecimento do combustível;
- E_{ev} – Energia de evaporação do combustível;
- M_c – Massa do combustível para aquecer;
- Cm_c – Calor específico do combustível;
- ΔT_a – Diferença entre a temperatura de evaporação do combustível e a inicial;
- Ce – Calor específico de evaporação da parafina.

Seguindo o mesmo princípio, para a energia de aquecimento do oxidante, temos a seguinte Eq. (3.2) abaixo.

$$E_{aox} = M_{ox} \cdot Cm_{ox} \cdot \Delta T_{aox} \quad (3.2)$$

Onde:

- E_{aox} – Energia de aquecimento do oxidante;
- M_{ox} – Massa de oxidante;
- Cm_{ox} – Calor específico do oxidante;
- ΔT_{aox} – Diferença entre a temperatura de evaporação do oxidante e a inicial.

Para fim de cálculos da potência do ignitor, iremos atribuir os valores utilizados e obtidos através das simulações numéricas realizadas por [Filho \(2017\)](#) para o sistema de ignição às variáveis:

- $M_c = 0.024kg$;
- $Cm_c = 2.19kj / kg \cdot K$;
- $\Delta T_a = 543K - 288K = 255K$;
- $Ce = 377kJ / kg$;
- $M_{ox} = 9M_c = 0.216kg$;

- $Cm_{ox} = 0.95kJ / kg \cdot K$;
- $\Delta T_{aox} = 543K - 240K = 303K$.

Dessa forma, obtemos o seguinte para a energia requerida pelo ignitor (E_r) :

- $E_a + E_{ev} = 22.5kJ$;
- $E_{aox} = 62.2kJ$;
- $E_r = E_a + E_{ev} + E_{aox} = 84.7kJ$.

3.2 ESTRUTURA MECÂNICA DO IGNITOR

3.2.1 Definição do comportamento

A estrutura mecânica do ignitor está apresentada na Fig. (22). O sistema de ignição do tipo tocha a gás é modelado como um combustor cilíndrico simples com um *nozzle* convergente. O ignitor possui dois injetores para oxidante e um para combustível, com designs similares. Vale ressaltar que este era um design preliminar e algumas alterações foram feitas para sua otimização, como o fato de agora o ignitor possuir apenas um injetor para oxidante.

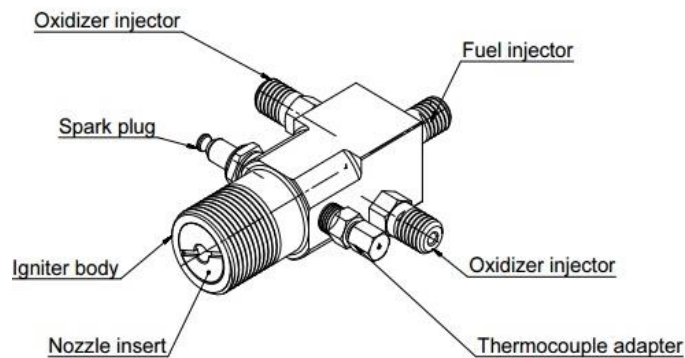


Figura 22 - Modelo estrutural do ignitor (SHYNKARENKO, 2015).

Com o uso de injetores similares diminui a complexidade para montagem do sistema, o que provém ao sistema de ignição uma simples fabricação. A simplicidade do sistema é um critério de concepção importante, já que pode reduzir custos com fabricação. Inicialmente, dentro do projeto deseja-se que todo o sistema de ignição seja fabricado por indústrias brasileiras. O sistema de válvulas do sistema permite controlar o fluxo de massa do combustível e do oxidante.

Diferentes geometrias de injetores e tubeiras serão fabricadas para que, após testes do sistema, seja utilizada a configuração com melhor desempenho. A Fig. (23) mostra um exemplo de configuração do ignitor em 3D. Os injetores variam em comprimento e diâmetro, enquanto as tubeiras variam em comprimento e angulação.

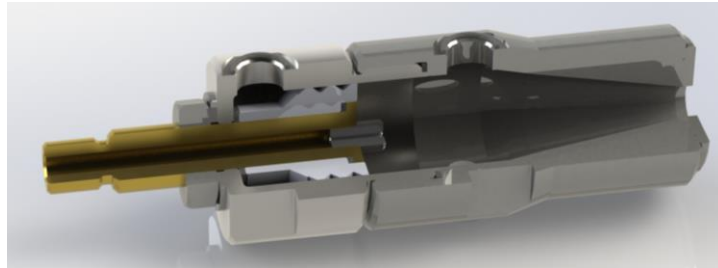


Figura 23 - Modelo 3D do ignitor.

O material adequado pensado para fabricação do ignitor é aço inoxidável, devido às suas aceitáveis propriedades mecânicas e térmicas. O aço inoxidável é empregado em aplicações que requerem que as peças sejam fortemente usinadas, como por exemplo porcas, parafusos, engrenagens e acessórios para aeronaves. A Tab. (3) apresenta as principais propriedades do aço inoxidável.

Propriedade	Símbolo	Unidade	Valor
Densidade	ρ	g/cm ³	8.03
Ponto de Fusão	P_f	°C	1455
Módulo de Elasticidade	E	GPa	193
Condutividade Térmica	κ	W/m.K(a 100°C)	16.3
Expansão Térmica	$\beta_a t$	K^{-1} (a 100°C)	17.3×10^{-6}
Resistência à Tração	TS	Mpa	500

Tabela 3 - Propriedades do aço inoxidável (CF Metals, 2017).

A operação do sistema de ignição pode ser descrita brevemente como o seguinte: O metano é injetado em uma configuração axial simples pelo injetor de combustível. O oxidante, oxigênio, é injetado pelo injetor de oxidante. Depois de ser injetado, o metano se mistura com o oxigênio e como consequência, o metano recebe momento rotacional do fluxo do oxidante. Este momento rotacional provoca turbulência na câmara da tocha. A Fig. (24) mostra bem o redemoinho gerado pela injeção de oxidante e combustível.

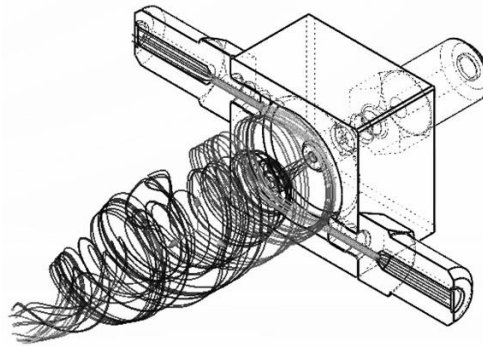


Figura 24 - Esquema da injeção de oxidante e combustível no ignitor
(SHYNKARENKO, 2015).

O método de redemoinho proporciona um auto arrefecimento da câmara da tocha. O objetivo desse auto arrefecimento proporcionado pelo método de injeção de turbulência é proteger o material do ignitor contra o calor da combustão. Depois da injeção de oxidante e combustível, a vela de ignição fornece uma faísca gerada eletronicamente, que dá início à combustão e gera a chama que será impulsionada para o motor. Na parte final do corpo do dispositivo de ignição, a chama gerada deve fornecer a energia necessária para a combustão no motor híbrido.

3.2.2 Montagem do sistema na bancada de teste

A bancada de testes para o sistema de ignição é a mesma utilizada para testes do motor híbrido. Para realização de todos os testes o sistema de ignição ficará em cima da bancada, conectado aos cilindros de metano e oxigênio acoplados sob a bancada.

Para o teste de temperatura do gás será necessária que a ignição ocorra, portanto, o sistema na bancada para teste será composto pelos cilindros de gás com pressão regulável, pelas válvulas de controle de fluxo, pelo plug de faísca, por mangueiras e tubos para conexões, e pelo ignitor completo. Para este teste não será necessária a utilização do grão de combustível sólido, já que não será feita nenhuma medição para transferência de energia.

Para o teste de temperatura do gás será necessária que a ignição ocorra, portanto, o sistema na bancada para teste será composto pelos cilindros de gás com pressão regulável, pelas válvulas de controle de fluxo, pelo plug de faísca, por mangueiras e tubos para conexões, e pelo ignitor completo. Para este teste não será necessária a utilização do grão de combustível sólido, já que não será feita nenhuma

medição para transferência de energia. A Fig. (25) apresenta uma imagem real do sistema preparado para o teste de temperatura do gás.

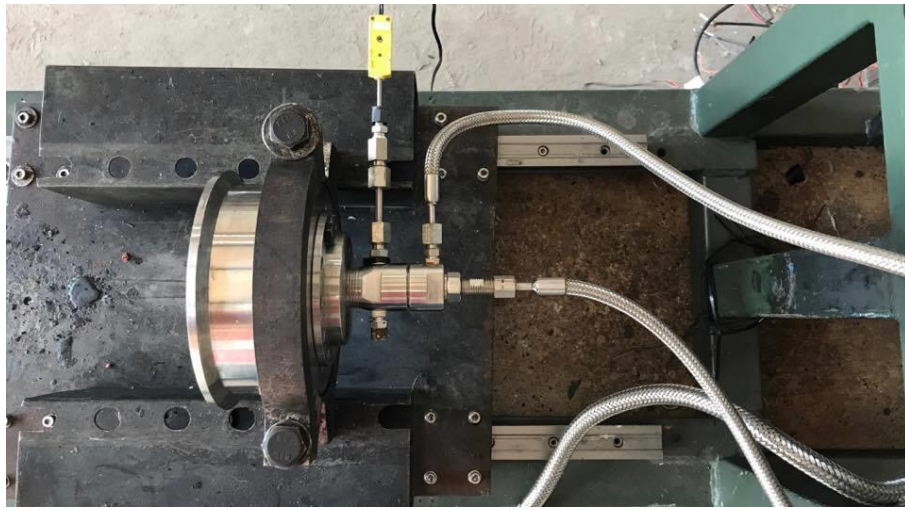


Figura 25 - Sistema montado para teste de temperatura do gás.

Para o teste de transferência de energia, para cálculo da potência do sistema e da taxa de regressão do diâmetro interno da parafina, o sistema será montado da mesma forma que para o teste de temperatura do gás, acrescentando-se apenas o grão de parafina, conectado ao ignitor por parafusos e vedação. A Fig. (26) apresenta uma imagem real do sistema preparado para o teste de transferência de energia.

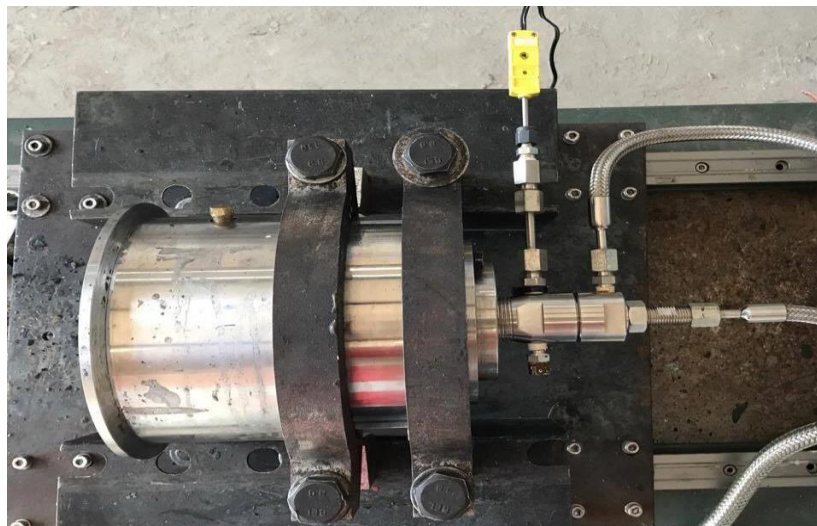


Figura 26 - Sistema montado para teste de transferência de energia.

Para realização dos testes estatísticos o sistema montado na bancada será exatamente igual ao sistema para o teste de transferência de energia. Os testes estatísticos realizam medições simultâneas para temperatura do gás e para

transferência de energia, colocando-se o termopar no centro da câmara de combustão, antes do grão.

3.2.3 Montagem dos sensores

Os sensores que deverão ser acoplados ao sistema de ignição serão os sensores de pressão e os termopares. O sistema já foi projetado com os locais corretos para acoplamento dos sensores, sendo que a conexão será realizada por tubos rígidos, adaptadores e fita de vedação. O teste de gás frio irá eliminar os vazamentos existentes nas conexões destes sensores. As Fig. (10) e (11) mostram os sensores de temperatura e de pressão, respectivamente.

O sistema contará com 3 sensores de pressão do tipo MBS-1700 (modelo 060G6100) da marca Danfoss. Dois sensores serão instalados entre os cilindros de gás e as válvulas controladoras de fluxo, um para cada linha de transmissão de gás. Estes dois primeiros sensores irão analisar a pressão do combustível e do oxidante antes de chegar nas válvulas de controle de fluxo, que trabalham com a pressão mínima de 1 bar. O outro sensor será instalado na câmara de combustão do ignitor. A Fig. (27) apresenta uma imagem dos sensores instalados antes das válvulas controladoras de fluxo e a Fig. (28) apresenta uma imagem do sensor instalado na câmara de combustão. Os sensores de pressão só puderam ser utilizados para teste após a sua devida calibração.

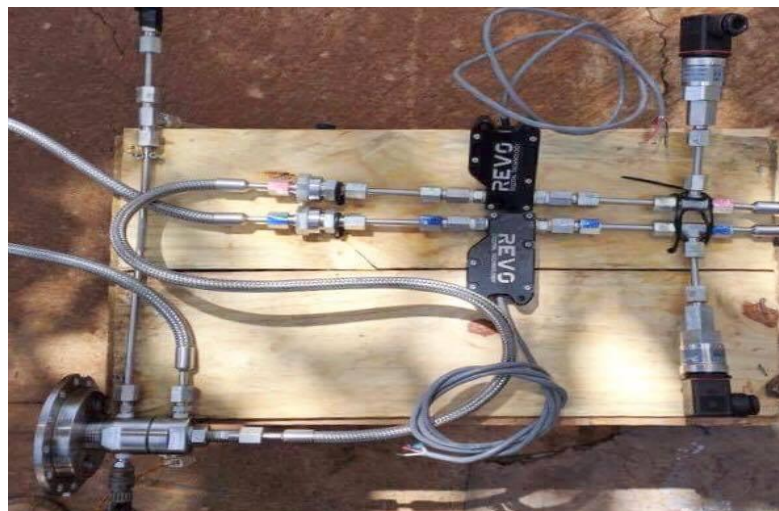


Figura 27 - Sensores de pressão instalados antes das válvulas.

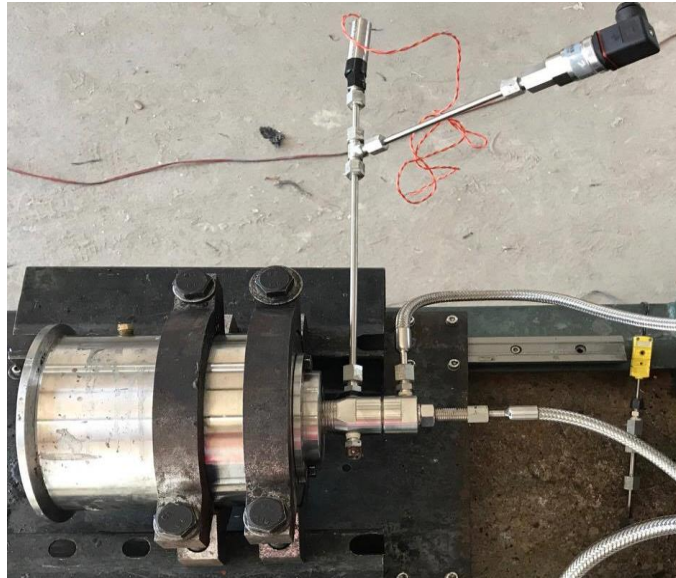


Figura 28 - Sensor de pressão instalado na câmara de combustão.

O sistema de ignição contará com apenas 1 termopar do tipo K (modelo KMQXL-125U-6) da marca OMEGA. O sensor será instalado na câmara de combustão do ignitor, no eixo central do injetor. A temperatura medida será da combustão entre oxidante e combustível após a ignição do sistema. A Fig. (29) apresenta uma imagem do termopar instalado na câmara de combustão do sistema.

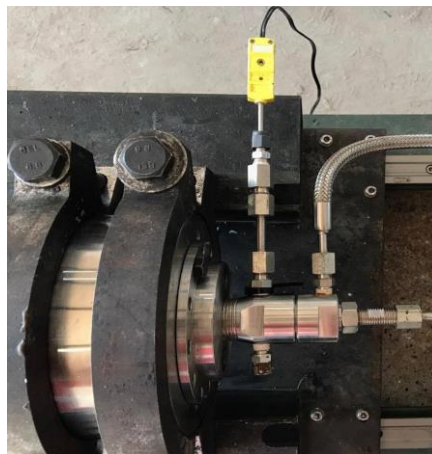


Figura 29 - Termopar instalado na câmara de combustão.

O termopar será utilizado para os testes de temperatura do gás e para os testes estatísticos. A temperatura analisada pelo sensor irá variar de acordo com a vazão mássica dos gases.

3.3 TESTE DO SISTEMA DE IGNIÇÃO

3.3.1 Teste de gás frio

O teste de vazamento é realizado com os gases frios, sem ignição do sistema. É o primeiro teste a ser realizado e seu objetivo é eliminar todos os pontos de vazamento, para proporcionar um funcionamento mais confiável e preciso.

Para realização deste teste foi montado o sistema de ignição completo, com todos seus componentes, que incluem sensores, válvulas, mangueiras e conectores. Apenas a tubeira do ignitor não será utilizada neste teste, nem o grão de combustível, já que é um teste frio. A câmara de combustível do ignitor deve ser vedada com material plástico.

Com todo o sistema montado e devidamente fechado o teste já pode ser realizado. Foram feitos testes para combustível e para oxidante, com o objetivo de identificar vazamentos nas linhas de transmissão de cada gás separadamente.

O teste é feito de forma simples e manual, utilizando sabão para identificar vazamento nas conexões. Depois de liberado o gás do cilindro coloca-se sabão ao longo das mangueiras e em todos os adaptadores e conectores. O sabão formará bolhas onde houver vazamentos. Depois de identificados os pontos de vazamento são tomadas as medidas para contê-los, que são apertar mais as conexões e utilizar fitas de vedação onde necessário.

Com todos os vazamentos eliminados o sistema de ignição estará pronto para a realização dos próximos testes.

3.3.2 Medição de vazão mássica

Como dito anteriormente na revisão bibliográfica, para o cálculo de vazão mássica do combustível e do oxidante, não foi possível utilizar o mesmo medidor empregado para os testes do motor híbrido, devido aos baixos valores de vazão do sistema de ignição, que não são lidos com exatidão por este sensor.

Dessa forma, nós da equipe do projeto do sistema de ignição, desenvolvemos um método para cálculo da vazão mássica do sistema. Este método se baseia no princípio de deslocamento de água. Como mostrado na Fig. (30), a mangueira de oxidante ou combustível é conectada a um recipiente cheio de água. Quando o gás é liberado o mesmo ocupa volume no reservatório, deslocando água para fora.

Como este sistema é fechado e sem interferência externa, a massa de água deslocada para fora é a mesma massa de gás que entra. Assim o fluxo de massa do gás é facilmente calculado dividindo-se a massa de água deslocada pelo tempo de operação.

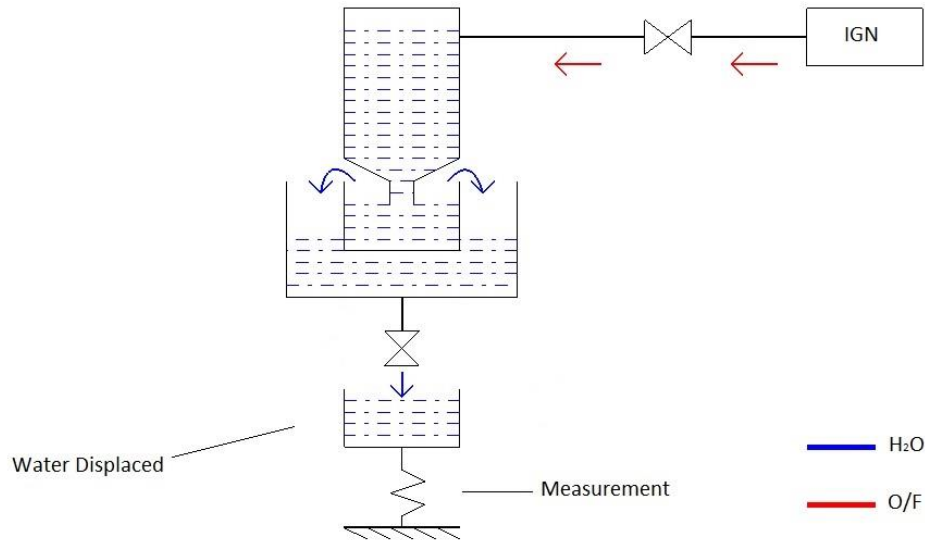


Figura 30 - Método para medição de vazão mássica.

Os testes de vazão mássica foram todos realizados com gás frio, sem ignição do combustível, variando-se a pressão dos gases via regulador de pressão. Para medição da massa de água deslocada foi utilizada uma balança e todos os testes foram gravados para se obter o tempo de operação. Com os dados de vazão mássica obtidos é possível calcular a razão entre o fluxo de oxidante e de combustível (O/F), parâmetro utilizado para análise de funcionamento e eficiência do sistema de ignição.

As Eq. (3.3) e (3.4) demonstram as formulações para o cálculo da vazão volumétrica (dV) em l/s e do fluxo de massa (\dot{m}) em g/s, respectivamente.

$$dV = \frac{(m_i - m_f)}{\rho_{H_2O} \cdot t} \quad (3.3)$$

$$\dot{m} = dV \cdot \rho \quad (3.4)$$

Onde:

- m_i - massa inicial de água (kg);

- m_f - massa final de água (kg);
- ρ_{H_2O} - densidade da água = 1 kg/dm³ = 1 kg/l;
- t_i – tempo de operação do teste;
- ρ - densidade dos gases = 0.717g/ dm³ para CH_4 e 1.429 g/dm³ para O_2 .

Todos os testes de vazão mássica foram realizados utilizando a mesma configuração de geometria do ignitor. A Tab. (4) apresenta os resultados dos testes preliminares de vazão mássica dos gases, para o combustível e para o oxidante. Lembrando que foi utilizado metano (CH_4) como combustível e gás oxigênio (O_2) como oxidante.

Teste	Tempo de Operação (s)	Pressão (bar)		dm (kg)	dV (l/s)	Vazão Mássica (g/s)	
		Combustível	Oxidante			Combustível	Oxidante
M01	35.5	1	-	3.5	0.0986	0.071	-
M02	17.35	1.5	-	3.695	0.2130	0.153	-
M03	17.95	2	-	6.072	0.3383	0.243	-
M04	15.1	2.5	-	6.6	0.4371	0.313	-
M05	13.5	3	-	6.6126	0.4898	0.351	-
M06	17.5	-	1	5.511	0.3149	-	0.450
M07	10.8	-	1.5	6.567	0.6081	-	0.869
M08	7.7	-	2	7.219	0.9375	-	1.34
M09	8.2	-	2.5	9.193	1.1211	-	1.60
M10	5.6	-	3	7.961	1.4216	-	2.03

Tabela 4 - Resultados para testes preliminares de vazão mássica.

O erro de medição para este método de teste advém do vazamento de água durante o teste, do tempo medido por gravação, do funcionamento das válvulas e da balança. Considerando todos estes fatores em conjunto, espera-se um erro considerável nos resultados obtidos.

A razão entre combustível e oxidante (O/F) é calculada para os outros tipos de testes, de acordo com a pressão utilizada. Por exemplo, para um teste realizado com pressão de combustível e oxidante iguais a 3 bar, calcula-se O/F dividindo-se a vazão mássica de oxidante encontrada para 3 bar pela vazão mássica de combustível encontrada para 3 bar. Neste caso o valor de O/F seria igual à 5.78.

Pela tabela observa-se que quanto maior a pressão do gás, maior seu fluxo de massa. Os resultados obtidos para vazão dos gases e para a razão O/F serão melhor analisados e discutidos no próximo capítulo.

A fim de aprimorar o método de medição e obter resultados mais confiáveis foram realizados novos testes para a vazão mássica dos propelentes. Os novos testes também foram realizados utilizando o princípio de deslocamento de água, a mesma geometria do ignitor e os mesmos propelentes, metano (CH_4) como combustível e gás oxigênio (O_2) como oxidante.

As novidades nos novos testes são a utilização das válvulas para controle do fluxo de propelente e do controle por software LabView do tempo de teste e angulação das válvulas. Com essas mudanças os resultados para vazão mássica se mostraram mais precisos e com menor erro de medição.

Todos os resultados foram obtidos seguindo as mesmas equações e dados utilizados para os testes preliminares. Primeiramente foram realizados testes com os mesmos valores de pressão (3 bar) e tempo de operação (5 segundos), alterando-se o ângulo de abertura das válvulas para cada propelente a fim de obter-se uma média dos resultados e eliminar ao máximo o erro de medição. Ao todo foram realizados 23 testes para cada gás utilizando estes parâmetros. A Tab. (5) apresenta os resultados obtidos para alguns ângulos de abertura das válvulas para este primeiro tipo de teste.

Teste	Duração de teste (s)	Pressão (bar)		Ângulo (°)	Vazão Mássica (g/s)	
		Combustível	Oxidante		Combustível	Oxidante
M11	5	3	-	5.51	0.00186	-
M12	5	3	-	14.69	0.273	-
M13	5	3	-	23.88	0.376	-
M14	5	3	-	38.57	0.423	-
M15	5	3	-	90	0.431	-
M16	5	-	3	5.51	-	0.00
M17	5	-	3	14.69	-	0.665
M18	4	-	3	23.88	-	1.560
M19	3	-	3	38.57	-	1.990
M20	2.5	-	3	90	-	2.396

Tabela 5 - Resultados para testes de vazão mássica com pressão à 3 bar.

Da tabela acima podemos observar a relação entre o ângulo de abertura das válvulas de fluxo e o fluxo de massa dos propelentes. Uma maior abertura da válvula permite uma maior passagem de gás e conseqüentemente um maior valor para o fluxo de massa. Os resultados obtidos serão melhores analisados e comparados com os resultados prévios no próximo capítulo.

Em seguida foram realizados testes variando-se a pressão dos gases e a angulação das válvulas, mantendo o tempo de operação como sendo 5 segundos. Alguns testes de vazão do combustível foram realizados com um tempo de operação menor, devido à alta pressão testada, o que não interfere no resultado final de vazão mássica. Ao todo foram realizados 3 testes para cada pressão, totalizando 15 testes para cada gás. As Tab. (6) e (7) abaixo apresentam os resultados obtidos para o combustível e o oxidante para três diferentes ângulos de abertura das válvulas.

Teste	Pressão (bar)		Vazão Mássica (g/s)		
	Combustível	Oxidante	11.02°	16.53°	90°
M21	1	-	0.06783	0.1167	0.1357
M22	2	-	0.1189	0.2132	0.2634
M23	3	-	0.1772	0.3219	0.4311
M24	4	-	0.2187	0.4015	0.5263
M25	5	-	0.2621	0.4889	0.649

Tabela 6 - Resultados para novos testes de vazão mássica de combustível.

Teste	Pressão (bar)		Vazão Mássica (g/s)		
	Combustível	Oxidante	14.69°	31.22°	90°
M26	-	1.5	0.2489	0.3412	0.463
M27	-	2	0.3898	1.19	1.517
M28	-	3	0.6628	1.843	2.385
M29	-	4	0.7885	2.13	2.829
M30	-	5	1.035	2.809	3.589

Tabela 7 - Resultados para novos testes de vazão mássica de oxidante.

As tabelas acima apresentam os valores obtidos para a vazão mássica dos propelentes levando em conta três principais ângulos de abertura das válvulas de fluxo, dois para abertura parcial e um para abertura total. Todos os ângulos foram testados com 5 diferentes valores de pressão dos propelentes. Os resultados obtidos serão melhores analisados e comparados com os resultados prévios no próximo capítulo.

3.3.3 Medição da temperatura do gás

Para os testes de temperatura do gás foram feitas medições para diferentes pressões de combustível e oxidante, afim de determinar as condições para funcionamento do sistema. Para realização dos testes foram utilizados um termopar do tipo K (modelo KMQXL-125U-6) da marca OMEGA, instalado para a medição de temperatura no eixo central do ignitor e duas centrais de aquisição de dados NI (modelos USB-6009 e PCIe-6320), todos ilustrados no capítulo 2. A Fig. (31) apresenta o algoritmo do LabView utilizado para controle do tempo de operação e gravação dos dados obtidos.

O algoritmo utilizado para os testes de temperatura, apresentado na Fig. (31), além de armazenar os resultados, também tem como função controlar o tempo de operação. O software LabView recebe os dados enviados pelo dispositivo de aquisição de dados, que se conecta diretamente ao termopar. O usuário seleciona o tempo de operação do teste e o início do mesmo. Com os dados recebidos o software é capaz de plotar os gráficos para temperatura máxima dos gases durante o teste.

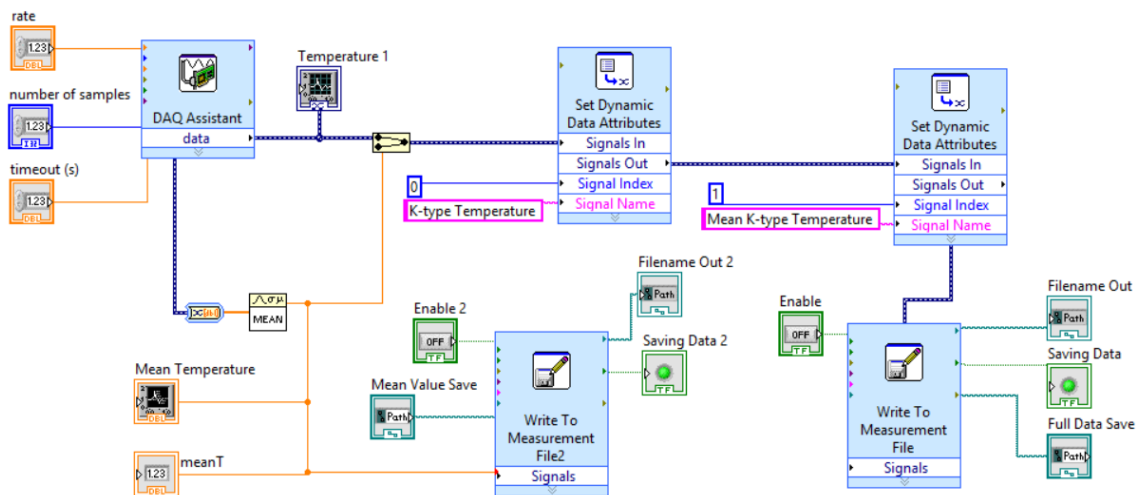


Figura 31 - Algoritmo do LabView para realização dos testes de temperatura do gás.

O tempo de operação para os testes varia, já que para algumas combinações de pressão de oxidante e combustível a temperatura máxima atingida é alta, correndo o risco de queimar o termopar. Por esse motivo, os testes com temperatura máxima esperada abaixo do limite do termopar, foram realizados com tempos de 20 segundos a contar a partir da ignição. Testes com a temperatura máxima esperada acima ou muito próximo do limite do termopar, foram realizados em um tempo menor, sendo que quanto maior a temperatura esperada, menor o tempo de operação.

A Tab. (8) apresenta os resultados dos testes de temperatura para diferentes pressões de oxidante e combustível. Vale frisar que todos os testes para temperatura foram realizados com a mesma configuração de geometria do ignitor. Lembrando que foi utilizado metano (CH_4) como combustível e gás oxigênio (O_2) como oxidante.

Teste	Pressão (bar)		Duração de teste (s)	Temperatura Máxima (°C)
	Combustível	Oxidante		
T01	1	1.3	20	891
T02	1	2	20	257.2
T03	1	2.5	20	226.2
T04	1	3	20	223.5
T05	1.5	1.3	20	1229.5
T06	1.5	2	20	563.2
T07	1.5	2.5	20	379.4
T08	1.5	3	20	304.5
T09	2	1.3	10	1283.2
T10	2	2	13.4	881
T11	2	2.5	20	479.4
T12	2	3	17.6	658
T13	2.5	1.3	5	1290
T14	2.5	2	20	755.2
T15	2.5	2.5	20	595
T16	2.5	3	20	522.3
T17	3	1.3	5	1500
T18	3	2	20	913.8
T19	3	2.5	20	696.3
T20	3	3	20	806.4

Tabela 8 - Resultados para testes de temperatura do gás.

O que se conclui com a Tab. (8) em primeiro momento é que com uma baixa pressão de oxidante, quanto maior a pressão de combustível, maior a temperatura máxima atingida no teste. Vale ressaltar que alguns testes foram realizados mais de uma vez, afim de aumentar a precisão dos resultados. Os dados obtidos com os testes de temperatura do gás serão melhor analisados e discutidos no próximo capítulo.

3.3.4 Transferência de energia para o ignitor

Os testes realizados para se analisar a transferência de energia para o motor possuem como resultados dados para se calcular a eficiência do ignitor. Para este tipo de teste trabalha-se com gás quente, ou seja, com ignição. Além do sistema de ignição é utilizada uma câmara do motor contendo parafina. Os dados obtidos serão da diferença de massa do combustível sólido antes e depois do teste e da diferença no diâmetro no centro, a parte interna da câmara não preenchida por parafina, também antes e depois do teste. A Fig. (32) mostra um grão de combustível sólido (parafina) utilizado para teste e a Fig. (33) mostra um modelo do sistema montado para o teste em visão de seção transversal.



Figura 32 - Grão para teste de transferência de energia.

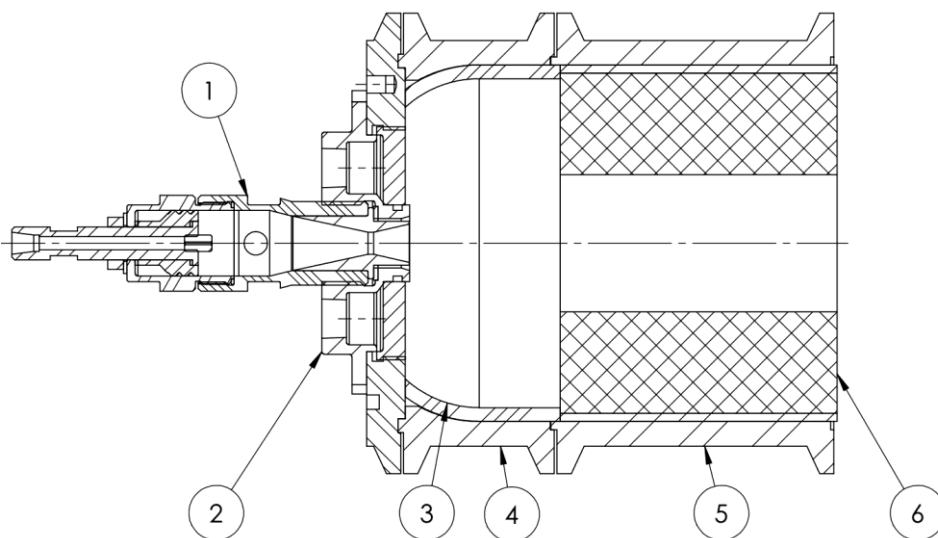


Figura 33 - Seção transversal do sistema montado para teste de transferência de energia: 1 – ignitor, 2 – distribuidor de oxidante, 3 - isolador térmico do motor, 4 - câmara de combustão primária, 5 - câmara de combustão, 6 - grão de parafina.

O derretimento do combustível sólido durante o teste, neste caso a parafina, é o que gera energia para o motor híbrido. Este derretimento é o responsável pela diferença de massa e de diâmetro interno da parafina após o teste. Com a diferença de diâmetro interno calculamos a taxa de regressão do raio interno através da Eq. (3.5).

$$T_r = \frac{d_i - d_f}{2t} \quad (3.5)$$

Onde T_r é a taxa de regressão, d_i o diâmetro interno inicial, d_f o diâmetro interno final e t o tempo de execução de teste.

A transferência de energia (dE) para o teste em questão, pode ser calculada através da Eq. (3.6) abaixo.

$$dE = (m_i - m_f) \cdot (\Delta T \cdot C_e + C_{melt}) \quad (3.6)$$

Onde:

- m_i – massa inicial de parafina (kg);
- m_f – massa final de parafina (kg);
- C_e – calor específico da parafina = $2.19 \text{ kJ} / \text{kg} \cdot \text{K}$;
- C_{melt} – constante de fusão da parafina = $150 \text{ kJ} / \text{kg}$;
- ΔT – diferença de temperatura entre a temperatura de fusão da parafina e a temperatura ambiente = 343 K .

Dividindo-se a transferência de energia (dE) pelo tempo, obtemos o valor para a potência do sistema (P) em kW. A Tab. (9) apresenta os resultados obtidos para a potência do sistema com o teste de transferência de energia. Lembrando que foi utilizado metano (CH_4) como combustível e gás oxigênio (O_2) como oxidante.

Teste	Pressão (bar)		Duração (s)	Massa do grão ($10^{-3} kg$)		dE (kJ)	Potência (kW)
	Combustível	Oxidante		Inicial	Final		
01	2	2	13.4	4871	4706	50.04	3.735
02	3	3	9.5	4867	4721	44.28	4.661
03	1	1.3	32	4868	4753	34.88	1.090
04	1	2	22	4874	4603	82.19	3.736
05	1	3	14.85	4842	4627	65.21	4.391
06	2	1.3	24.2	4872	4683	57.32	2.369
07	2	3	17.6	4725	4507	66.12	3.757
08	3	1.3	16.05	4856	4713	43.37	2.702
09	3	2	16.7	4867	4679	57.02	3.414

Tabela 9 - Resultados para teste de transferência de energia.

Algumas considerações valem ser feitas para os testes de transferência de energia. Para todos os testes foi utilizado a mesma configuração de geometria para o ignitor e o mesmo grão com geometria de 57mm x 100mm x 120mm (diâmetro interno x comprimento x diâmetro externo).

O que se conclui com a Tab. (9) em primeiro momento é que quanto maior as pressões de oxidante e combustível, maior será a potência final do sistema. Vale ressaltar que alguns testes foram realizados mais de uma vez, afim de diminuir o erro de medição. Os dados obtidos com os testes de transferência de energia serão melhores analisados e discutidos no próximo capítulo.

3.3.5 Testes estatísticos

Os testes estatísticos representam os testes realizados para o sistema montado completamente, como todas as válvulas, sensores, ignitor e grão de combustível sólido. Estes testes são uma combinação dos testes de temperatura do gás e de transferência de energia, obtendo como resultados valores para temperatura máxima e potência do sistema de ignição, simultaneamente. Os testes são realizados repetidas vezes com os mesmos parâmetros, alterando-se apenas o

tempo de operação, afim de se obter uma média dos resultados, diminuindo o percentual de erro e recebendo dados mais precisos.

Os parâmetros adotados para os testes estatísticos foram: operar na faixa de pressão que se mostrou mais eficiente até o momento (3bar para o oxidante e 3bar para o combustível); O termopar foi alojado no centro da câmara de combustão; Todos os testes foram filmados para se obter o tempo de duração posteriormente, contado entre a ignição e o fechamento das válvulas de pressão dos gases; A taxa de regressão também foi calculada para este teste.

A Tab. (10) apresenta todos os resultados obtidos para os testes estatísticos. Lembrando que para todos os testes foi utilizada a mesma configuração de geometria para o ignitor, demonstrada na Fig. (26). Foi utilizado metano (CH_4) como combustível e gás oxigênio (O_2) como oxidante.

O grão de combustível sólido utilizado para os testes estatísticos possui a mesma geometria do grão utilizados para os testes de transferência de energia. Assim como nos testes anteriores, a taxa de regressão do diâmetro interno da parafina foi calculada nos testes estatísticos.

Teste	Duração (s)	Massa do grão (10^{-3} kg)		dE (kJ)	Potência (kW)	Temperatura Máxima (°C)
		Inicial	Final			
S01	15	4873	4720	46.40	3.033	690
S02	11.5	4735	4584	45.80	3.982	678.2
S03	13	4725	4558	50.65	3.896	668.3
S04	13.4	4873	4714	48.22	3.599	636
S05	13.9	4873	4725	44.89	3.229	648
S06	14	4755	4579	53.38	3.813	664.1
S07	11.9	4886	4753	40.34	3.390	685.7
S08	12.6	4757	4627	39.43	3.129	630.3
S09	13	4882	4735	44.59	3.430	668.8
S10	12	4753	4621	40.04	3.336	675.6
S11	13.3	4875	4713	49.13	3.694	616.4
S12	13.9	4743	4578	50.04	3.600	457.8
S13	14.5	4868	4689	54.29	3.744	652.6
S14	14.5	4745	4565	54.59	3.765	917
S15	12.4	4851	4702	45.19	3.644	991.2
S16	14	4731	4561	51.56	3.683	633.5
S17	12.1	4868	4717	45.80	3.785	639.1
S18	13.05	4735	4577	47.92	3.672	604.2
S19	12.15	4871	4722	45.19	3.719	664.8
S20	12.15	4745	4593	46.10	3.794	646.3

Tabela 10 - Resultados para testes estatísticos.

Vale ressaltar que alguns testes foram refeitos devido às falhas de operação e alguns foram afetados pela erosão do injetor de combustível. O injetor foi substituído por um similar após o teste 15. A análise da influência da erosão do injetor em alguns resultados será realizada no próximo capítulo.

Os dados gerados com os testes estatísticos devem ser analisados a fim de se obter os valores médios para a temperatura máxima e a potência do sistema, com

curva de variações e erros estimados. Todo este processo será realizado e discutido no próximo capítulo.

3.3.6 Medição das pressões

Com os transdutores de pressão MBS 1700 devidamente calibrados foi possível realizar os testes para obtenção dos valores de pressão dentro da câmara de combustão do ignitor e em alguns pontos da linha do sistema de alimentação. A pressão era o único parâmetro que não havia sido obtido nos testes preliminares. Sendo assim, com os resultados destes novos testes foi possível realizar uma análise mais ampla do sistema de ignição.

Os testes para pressão foram realizados utilizando-se a mesma configuração e mesma geometria do ignitor dos testes preliminares, adicionando apenas os transdutores de pressão.

Para realização do teste os sensores de pressão são conectados à central de aquisição de dados, que por sua vez está conectada a um computador. Através do software LabView é controlada a abertura das válvulas de fluxo e o acionamento do spark plug, o que dá início à combustão dos propelentes. Ao fim do tempo programado as válvulas se fecham e o teste se encerra.

Durante o teste a central de aquisição de dados envia os valores de pressão e temperatura na câmara de combustão em tempo real para o software. Com os dados recebidos o software é capaz de plotar os gráficos para temperatura e pressão durante o teste.

Foram realizados dois tipos de teste para pressão no sistema de ignição. No primeiro foram realizados testes para diferentes pressões no regulador e com os transdutores medindo a pressão do combustível, do oxidante e na câmara de combustão. Para as pressões de 2 e 4 bar foram realizados apenas testes frios, sem ignição. Para a pressão de 3 bar foram realizados testes frios e quentes. A Tab. (11) apresenta os valores médios para pressão obtidos enquanto o sistema trabalhava com abertura total das válvulas e os respectivos valores de desvio padrão para cada medição.

Pressão no Regulador (bar)	Pressão Aferida (\bar{x})		
	Combustível (bar)	Oxidante (bar)	Câmara de Combustão (bar)
2 (frio)	2,225 ± 0,011	1,969 ± 0,004	0,002 ± 0,002
3 (frio)	2,872 ± 0,012	2,453 ± 0,035	0,067 ± 0,029
3 (quente)	2,898 ± 0,009	2,427 ± 0,095	0,068 ± 0,025
4 (frio)	3,531 ± 0,014	3,129 ± 0,030	0,046 ± 0,036

Tabela 11 - Valores médios obtidos para o primeiro teste de pressão.

Na tabela acima já fica evidente a perda de pressão ao longo da linha do sistema de alimentação. Os resultados obtidos para o primeiro teste de pressão serão melhor analisados no próximo capítulo.

O segundo teste a pressão no regulador era sempre de 3 bar para os dois propelentes. O teste para cada local de instalação dos sensores foi realizado repetidas vezes, intervalando a ignição do sistema com o fechamento das válvulas. Com isso foi possível obter resultados mais precisos, eliminando-se ao máximo os erros.

A Tab. (12) apresenta os valores médios de pressão obtidos para cada local de instalação dos sensores, enquanto o sistema trabalhava com abertura total das válvulas, e o valor do desvio padrão para cada média obtida. A pressão dos propelentes nos reguladores era sempre de 3 bar.

Local do Sensor	Pressão Aferida (\bar{x})		
	Combustível (bar)	Oxidante (bar)	Câmara de Combustão (bar)
Antes da Válvula	2,956 ± 0,006	2,196 ± 0,011	0,098 ± 0,004
Após a Válvula	2,922 ± 0,009	2,046 ± 0,023	0,095 ± 0,006
Antes do Injetor	2,160 ± 0,086	0,567 ± 0,007	0,075 ± 0,007

Tabela 12 - Valores médios obtidos para o segundo teste de pressão.

Da tabela acima podemos observar que quanto mais distante dos reguladores os sensores estiverem instalados, maiores serão as perdas de pressão e menor o valor aferido. Os resultados obtidos para o primeiro teste de pressão serão melhor analisados no próximo capítulo.

4 RESULTADOS E DISCUSSÕES

Neste capítulo os resultados obtidos com os experimentos realizados serão analisados e uma discussão será feita acerca de suas características. Para este trabalho em questão considera-se que todos os equipamentos utilizados estavam devidamente calibrados.

A análise dos dados obtidos experimentalmente será feita com o auxílio de gráficos e imagens, facilitando o entendimento. Primeiramente serão analisados os resultados dos testes para fluxo de massa dos gases, após dos testes para temperatura e pressão, realizados sem o grão de combustível sólido. Após isso será feita a análise dos resultados dos testes para transferência de energia e posteriormente dos testes estatísticos, que contêm dados para temperatura, transferência de energia e fluxo de massa simultaneamente.

Os resultados para os testes realizados para vazão mássica dos gases serão utilizados como parâmetro de análise para os outros tipos de testes, possibilitando também o cálculo da razão O/F.

A comparação entre os resultados obtidos experimentalmente neste trabalho e os resultados obtidos numericamente por [Souza \(2018\)](#) possibilita a validação e a observação da precisão dos dados. Esta comparação será feita em cima dos resultados para pressão dos combustíveis e na câmara de combustão.

Uma análise sobre o atraso de ignição durante os testes de pressão será realizada a fim de determinar o tempo médio entre a abertura parcial e total das válvulas. A determinação deste tempo de atraso será útil para aprimorar o sistema em testes futuros.

No fim deste capítulo também será feita uma análise sobre a interferência causada pela erosão do injetor de combustível em alguns resultados obtidos para os testes estatísticos e a análise de qual tipo de injetor se adequa melhor ao sistema.

4.1 TESTES DO FLUXO DE MASSA

Como foi dito no capítulo anterior, o método de medição de vazão mássica dos gases foi aprimorado afim de se encontrar resultados mais precisos e confiáveis. Utilizando o novo método foi possível controlar o ângulo de abertura das válvulas de fluxo e observar a influência desse parâmetro sobre o fluxo de massa final.

As Fig. (34) e (35) apresentam gráficos de todos os resultados encontrados para o fluxo de massa de combustível e oxidante, respectivamente. Neste primeiro teste a pressão dos propelentes no regulador era sempre de 3 bar e o tempo de operação de no máximo 5 segundos. Os gráficos demonstram apenas o comportamento da curva de fluxo de massa em razão do ângulo de abertura.

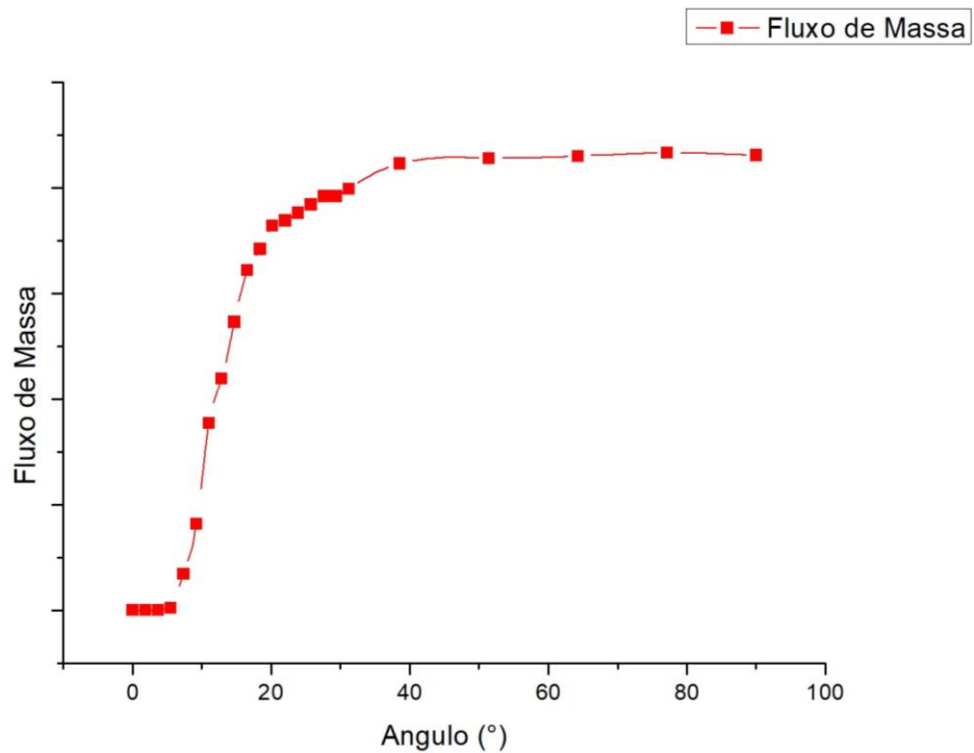


Figura 34 - Resultados de fluxo de massa para o combustível.

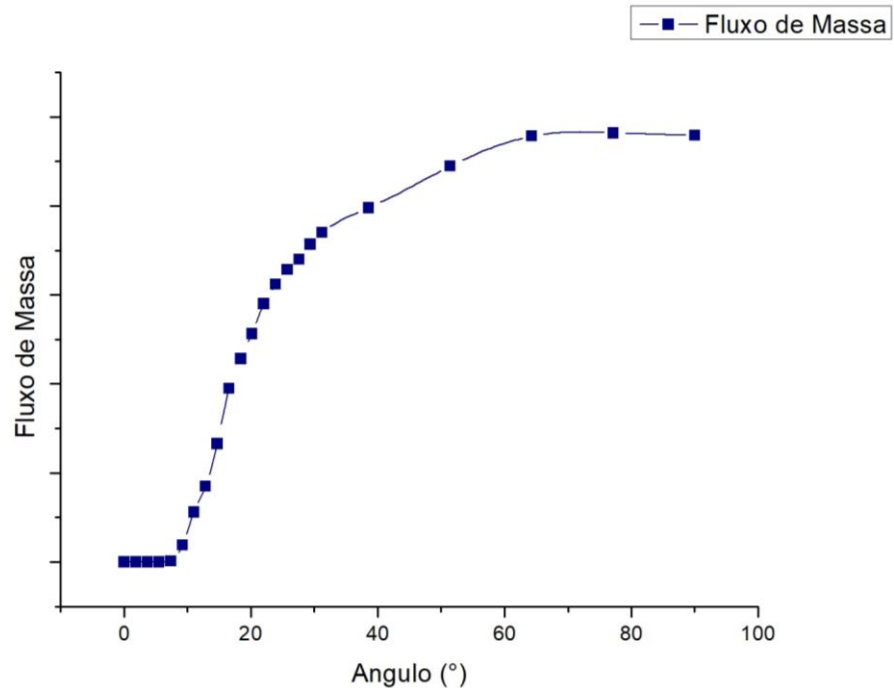


Figura 35 - Resultados de fluxo de massa para o oxidante.

Com as figuras acima podemos observar claramente a influência do ângulo de abertura sobre o fluxo de massa dos propelentes. Quanto maior o ângulo de abertura, mais propelente passa pelas válvulas e conseqüentemente é obtido um maior fluxo de massa.

O comportamento do fluxo de massa nos gráficos é similar tanto para o combustível, quanto para o oxidante. Com uma pequena abertura das válvulas, entre 0° e 10° , o fluxo de massa dos propelentes é pequeno e próximo de zero. Entre 10° e 60° o valor de fluxo de massa aumenta exponencialmente até atingir algo próximo de seu valor máximo. Entre 60° e 90° o fluxo de massa se mantém praticamente constante, uma vez que já atingiu uma região de valor máximo.

No segundo tipo de teste foram utilizados 3 valores de ângulo de abertura diferentes para 5 valores diferentes de pressão dos propelentes, entre 1 e 5 bar para combustível e entre 1,5 e 5 bar para oxidante. As Fig. (36) e (37) apresentam os resultados obtidos para combustível e oxidante para este segundo tipo de teste, respectivamente.

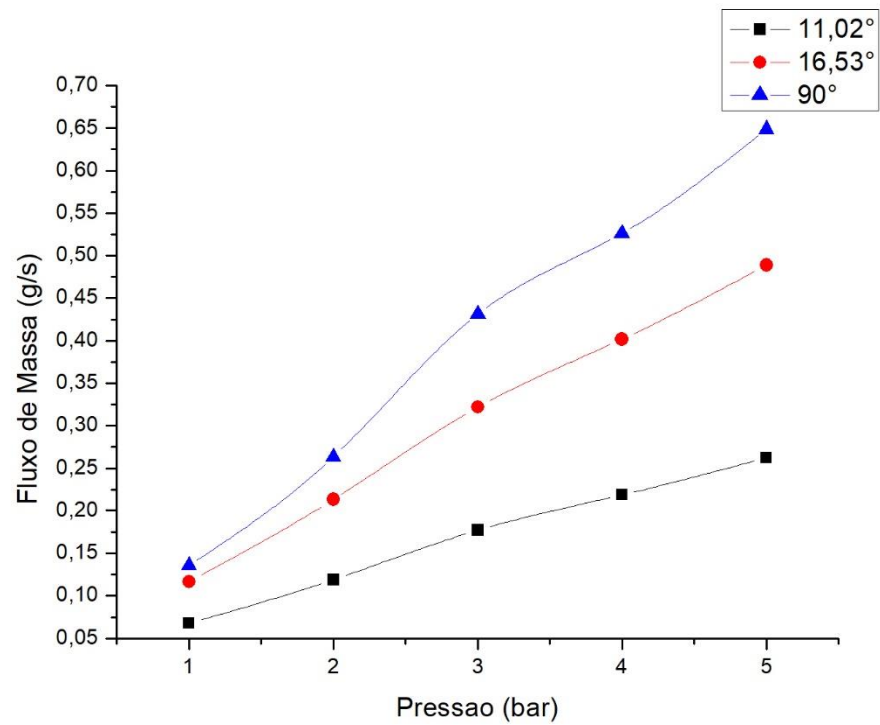


Figura 36 - Resultados para segundo teste de fluxo de massa para combustível.

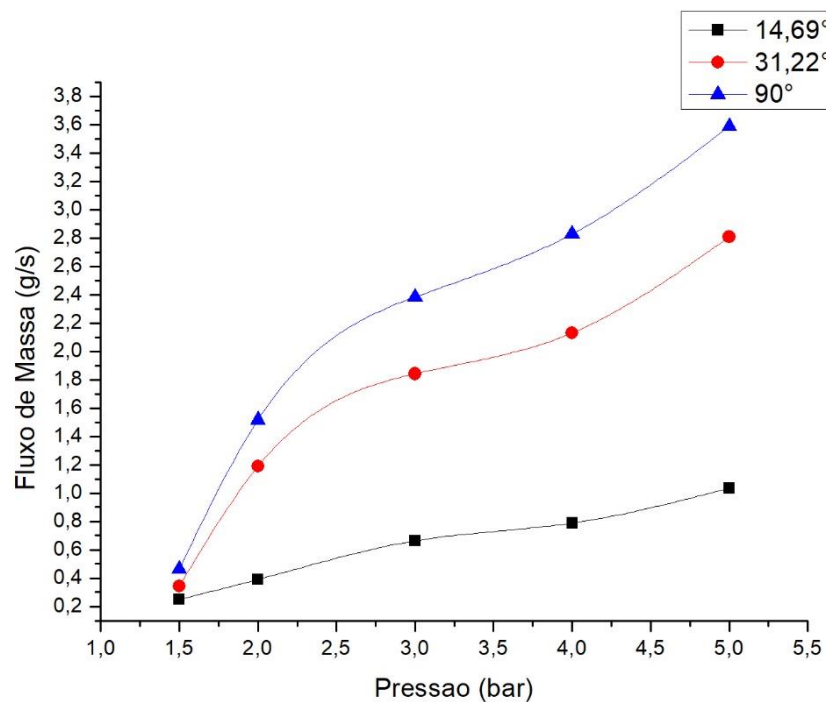


Figura 37 - Resultados para segundo teste de fluxo de massa para oxidante.

Com as figuras acima podemos observar a influência da pressão sobre o fluxo de massa dos propelentes. Esse comportamento já havia sido percebido nos testes

preliminares e fica evidente novamente nos testes mais precisos, uma pressão maior dos gases resulta em um maior fluxo de massa.

Com os novos testes podemos concluir que um maior ângulo de abertura das válvulas, aliado a uma maior pressão, irá gerar os maiores valores para o fluxo de massa dos propelentes.

4.1.1 Comparação de resultados

Os testes preliminares de fluxo de massa apresentavam grande incerteza devido à operação manual nos testes e foram utilizados apenas para ser observado alguns parâmetros do sistema de ignição. Os novos testes foram realizados de maneira mais automatizada, com uso de controle por software e controle da abertura das válvulas de fluxo.

A fim de comparar os resultados foram utilizados os resultados preliminares com três valores diferentes de pressão para os propelentes e os resultados novos para abertura total da válvula (90°) e três diferentes valores de pressão. A Tab. (13) apresenta os resultados utilizados para comparação.

Propelente	Pressão (bar)	Fluxo de Massa (g/s)		Diferença (bar)	Diferença (%)
		Preliminar	Final		
CH ₄	1	0,071	0,136	0,065	91,549
	2	0,243	0,263	0,02	8,23
	3	0,351	0,431	0,08	22,792
O ₂	1,5	0,869	0,463	0,406	46,720
	2	1,34	1,517	0,177	13,209
	3	2,03	2,385	0,355	17,488

Tabela 13 - Comparação de resultados para fluxo de massa.

Como já era esperado foi encontrada uma diferença significativa entre os resultados preliminares e os resultados finais. Podemos observar que a maior diferença foi encontrada para os testes com menor pressão, tanto para o combustível quanto para o oxidante. Isso se deve ao fato de que a operação dos reguladores durante os testes para baixos valores de pressão gera incerteza e pouca precisão.

Os novos valores encontrados são mais precisos e confiáveis e podem ser utilizados para análise dos diversos parâmetros do sistema de ignição, como transferência de energia e temperatura máxima.

4.2 TESTES DE TEMPERATURA DOS GASES

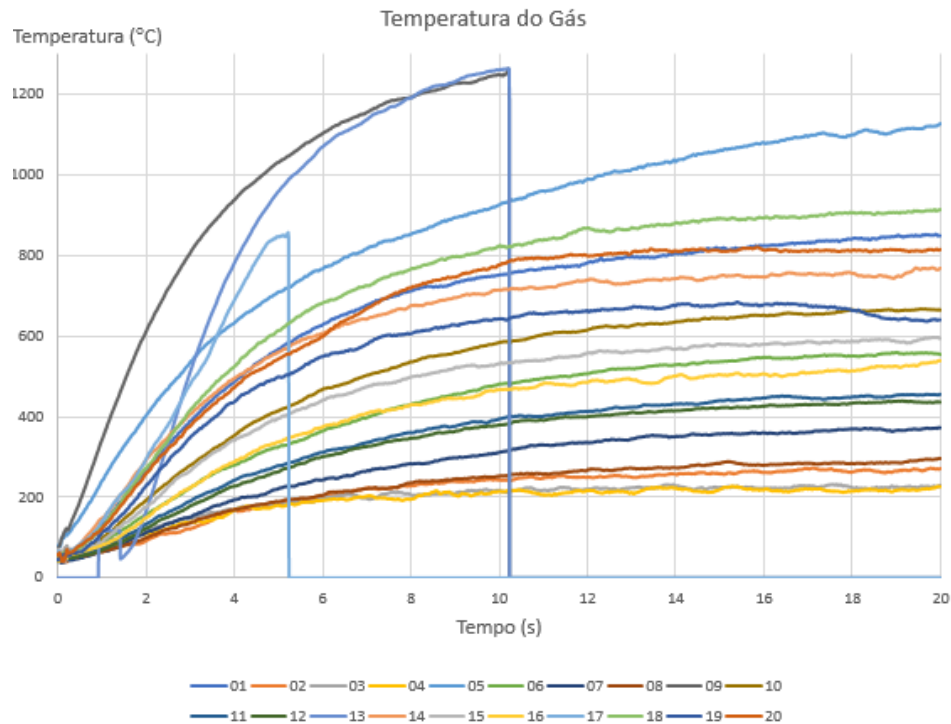


Figura 38 - Gráfico das temperaturas obtidas experimentalmente.

Os dados coletados nos 20 testes para temperatura dos gases são mostrados na Fig. (38), sendo uma cor diferente para cada teste realizado. Como dito anteriormente os testes foram realizados para combinações diferentes de pressão de combustível e oxidante, ou seja, diferentes fluxos de massa.

As linhas do gráfico que caem à temperatura de 0°C antes do tempo de 20 segundos são aqueles considerados críticos, em que a temperatura máxima atingida poderia ser maior do que o limite do termopar, obrigando a ser feita uma interrupção no teste antes do fim.

Os testes 9, 13 e 17 são estes testes considerados críticos. Nota-se que os testes 9 e 13 já atingiram uma temperatura máxima superior ao restante com apenas 10 segundos de operação, percebe-se então que se fossem realizados com 20 segundos extrapolariam os limites do termopar. O teste 17 comporta-se da mesma forma que os outros dois, mas atingiu uma temperatura máxima menor por ter sido operado por apenas 5 segundos. Baseado nestes três testes podemos concluir que o sistema não irá operar de forma normal com estas combinações de pressões de entrada, baixa para oxidante, o que pode causar um mal funcionamento do sistema.

Todos os outros dezessete testes se comportam de forma semelhante, apresentando um aumento de temperatura do gás até certo ponto de temperatura máxima.

Com o objetivo de prever as propriedades do fluido fora do tempo experimental, todos os resultados foram aproximados para funções exponenciais, de forma a estabilizar as linhas dos gráficos antes do fim do teste, tornando visível a temperatura máxima do gás para cada um. A Eq. (4.1) apresenta a função exponencial utilizada para aproximação.

$$T(t) = T_f + (T_{\max} - T_a)(1 - e^{-\lambda t}) \quad (4.1)$$

Onde T_f - temperatura final medida, T_{\max} - temperatura máxima medida durante o teste, T_a - temperatura de ambiente, λ - coeficiente de relaxamento e t - o tempo de operação desde o início do teste até quando determinado dado foi coletado. A Fig. (39) apresenta os resultados para os testes de temperatura dos gases após a aproximação para a função exponencial.

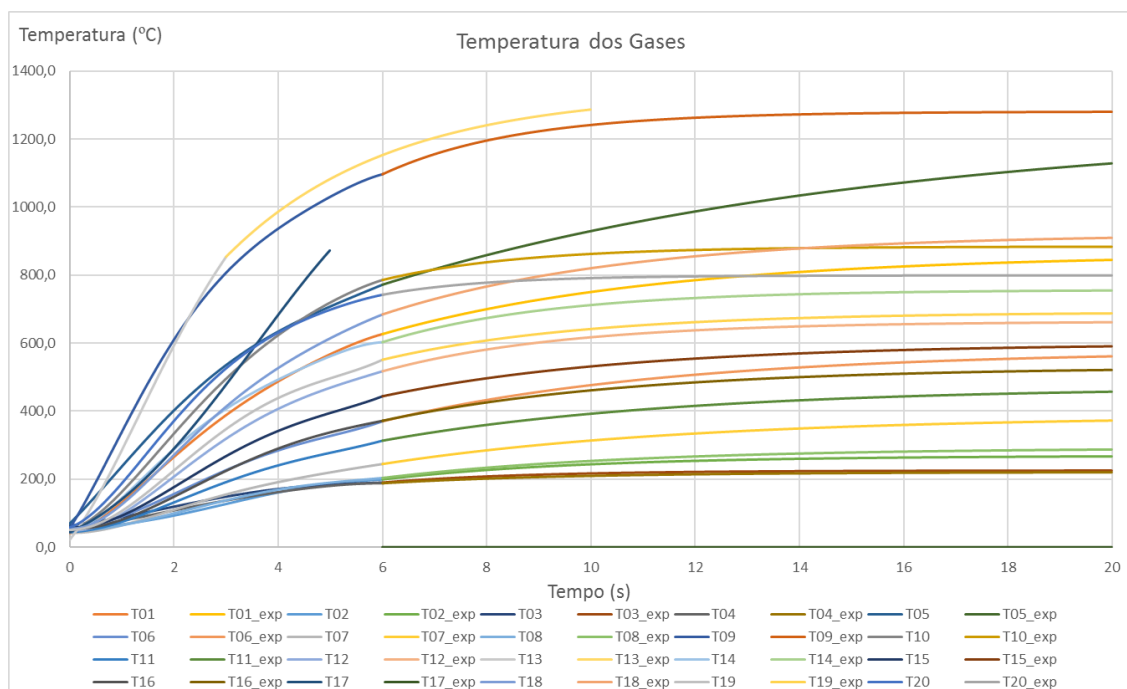


Figura 39 - Gráfico das temperaturas obtidas com aproximação para função exponencial.

Analisando a Fig. (39) e a Tab. (8) conclui-se em um primeiro momento que uma menor pressão de oxigênio proporciona uma maior temperatura na câmara de

combustão do ignitor. Uma baixa pressão de oxigênio combinada a uma alta pressão de metano proporciona uma temperatura máxima superior ao limite do termopar, caracterizando condições críticas de operação.

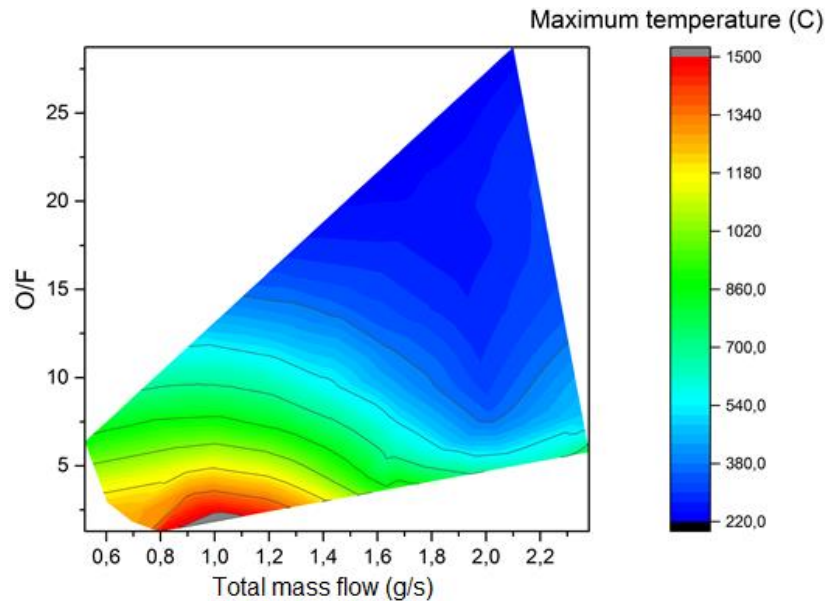


Figura 40 - Temperatura máxima dos gases, em função do fluxo de massa total e da razão O/F.

A Fig. (40) ilustra os resultados para os testes de temperatura do gás em escala de temperatura em razão da vazão mássica e da razão O/F. Lembrando que a razão O/F é a razão entre a vazão mássica do oxidante (O_2) e a vazão mássica do combustível (CH_4), de acordo com a pressão solicitada. O fluxo de massa total representado na Fig. (40) é equivalente à soma das vazões mássicas dos dois gases.

O que se tira da imagem acima é o mesmo citado anteriormente, mas em outros parâmetros. Um baixo valor para a soma das vazões combinado a um baixo valor para a razão O/F resulta em uma faixa de operação crítica, com temperatura máxima esperada para ser alta. Esta faixa de operação crítica equivale à mesma resultante de uma operação com baixa pressão de oxidante e alta pressão de combustível.

Analisando-se apenas o parâmetro de temperatura do gás, a área de operação segura para o ignitor seria com a razão O/F maior que 5 e menor que 10 e o fluxo de massa maior que 1,5g/s. Uma análise mais detalhada acerca da área de operação eficiente e segura será feita para os testes estatísticos. Uma outra

conclusão que tiramos a partir da Fig. (40) e com a realização dos testes é que um alto valor de O/F torna difícil a ignição do sistema, já que a inflamabilidade do metano é diretamente proporcional à porcentagem em volume de oxigênio no sistema, constatado pela Fig. (18).

4.3 TESTES DE PRESSÃO

Os testes de pressão foram os últimos testes realizados para o sistema de ignição tipo tocha a gás, devido ao atraso na calibração dos sensores. Com os sensores devidamente calibrados e instalados ao sistema foi possível realizar repetidos testes de pressão de dois tipos diferentes.

O primeiro tipo de teste foi realizado para diferentes pressões de propelentes nos reguladores, com os sensores instalados antes dos injetores e na câmara de combustão. Foram realizados testes frios e quentes. As Fig. (41), (42) e (43) apresentam graficamente os resultados obtidos para este primeiro tipo de teste.

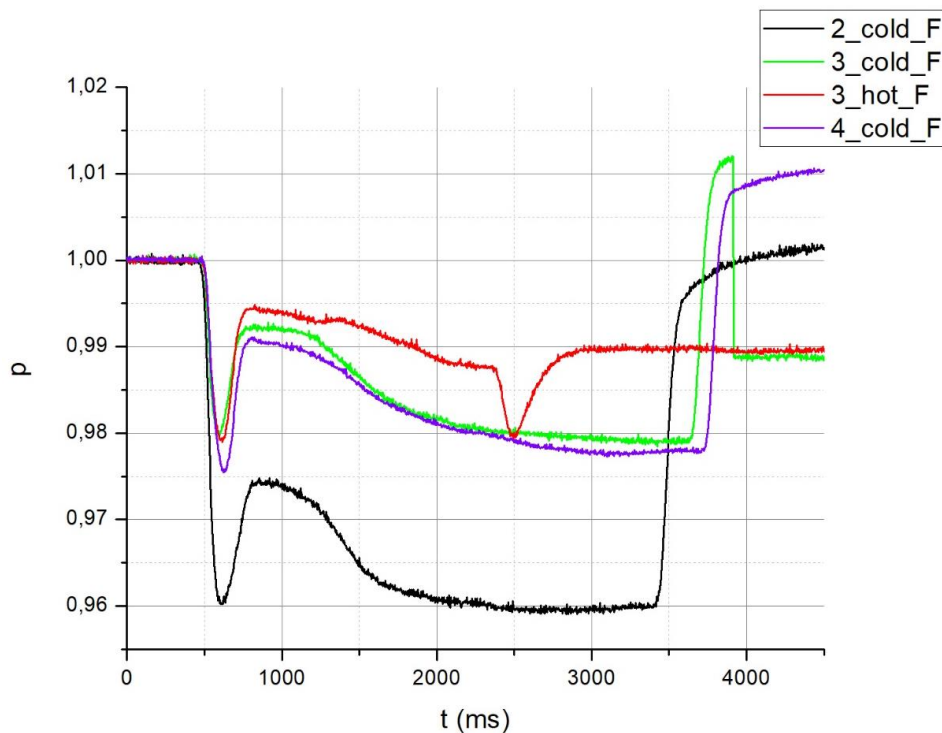


Figura 41 - Resultados para o primeiro teste de pressão adimensional do combustível.

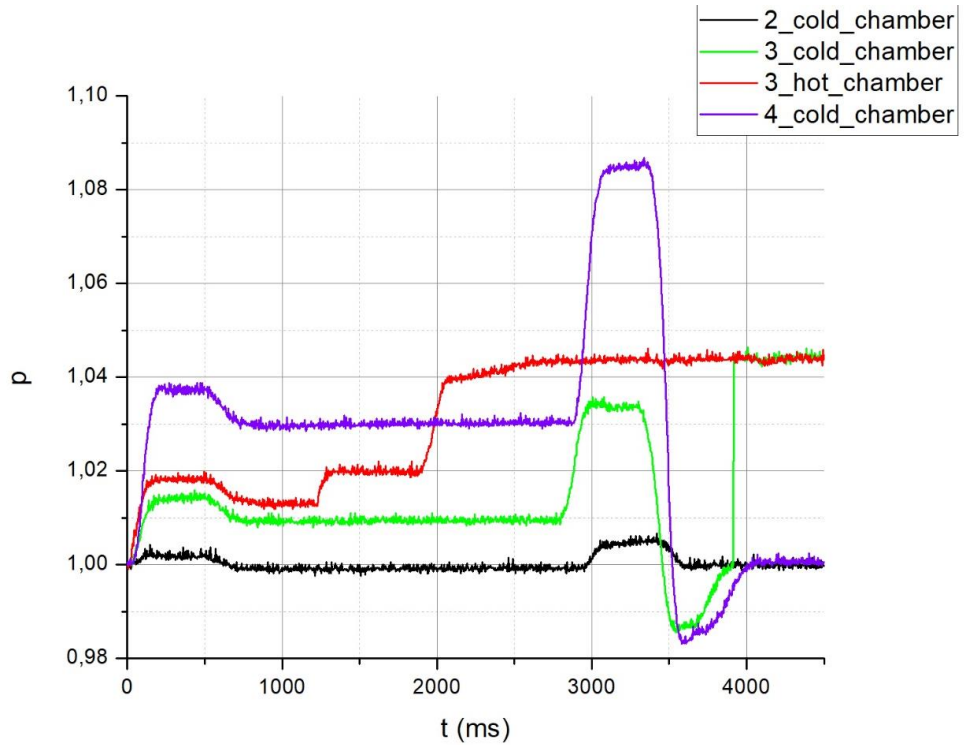


Figura 42 - Resultados para o primeiro teste de pressão adimensional na câmara de combustível.

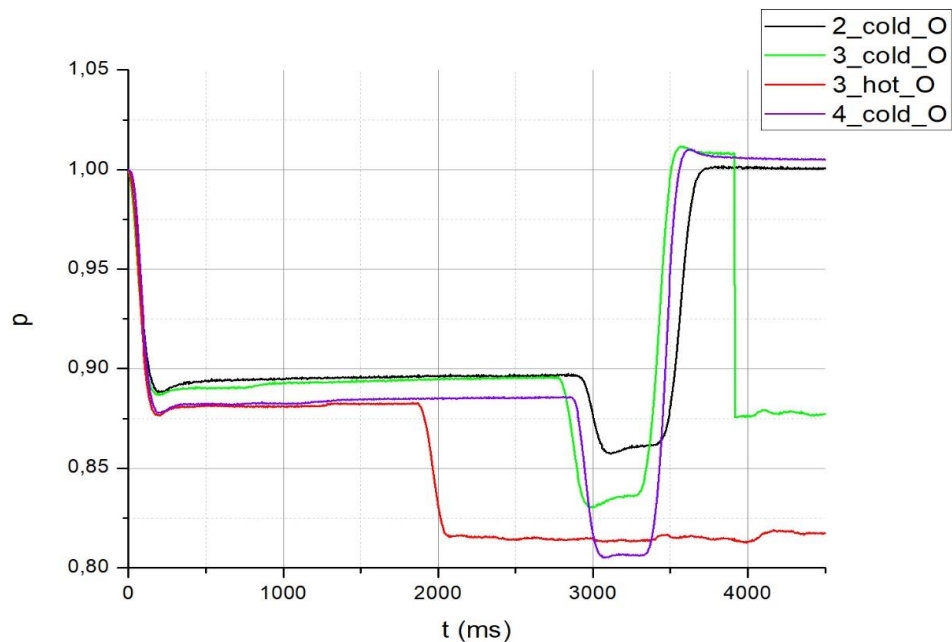


Figura 43 - Resultados para o primeiro teste de pressão adimensional do oxidante.

Os gráficos acima foram apresentados para a razão de pressão, adimensional. A pressão igual a 1 representa o primeiro valor de pressão obtido, os valores seguintes representam a razão sobre este primeiro valor. Este método facilita a visualização do comportamento das linhas de pressão.

Em todos os gráficos o comportamento das linhas de pressão é o mesmo, primeiramente ocorre a ignição e gera uma variação na pressão aferida. Em seguida o sistema começa a operar com abertura parcial das válvulas e as linhas de pressão se mantém constante. Após isso ocorre a abertura total das válvulas, gerando outra grande variação de pressão para então se manter constante novamente em outro patamar. Ao fim do teste com o fechamento das válvulas a pressão sofre uma significativa queda.

Analisando a Fig. (41) dos resultados para combustível nota-se que o comportamento é similar para todas as linhas de pressão e a que sofre uma maior diferença é o teste frio de 2 bar. Da Fig. (42) nota se que todas as linhas de pressão na câmara de combustão se comportam de forma bem similar, havendo uma maior diferença de pressão para o teste frio de 4 bar. Os resultados para o oxidante apresentados na Fig. (43) demonstram que todos os testes geraram um comportamento similar para as linhas de pressão, com uma diferença de pressão aproximadamente igual.

Os testes quentes, com ignição do sistema, foram realizados apenas para os testes de 3 bar. Dos gráficos acima pode-se concluir que nestes testes a pressão se comporta de forma um pouco diferente tanto para os propelentes quanto para a câmara de combustão. Isso se explica pela diferença de temperatura e velocidade dos gases nestes testes.

O segundo tipo de teste de pressão foi realizado variando-se o local de instalação dos sensores que medem a pressão para os propelentes. Os resultados obtidos foram apresentados na Tab. (12) no capítulo anterior. Como o comportamento da pressão são similares em todos os locais de instalação dos sensores, serão analisados graficamente apenas os resultados com os sensores antes dos injetores, apresentados nas Fig. (44), (45) e (46).

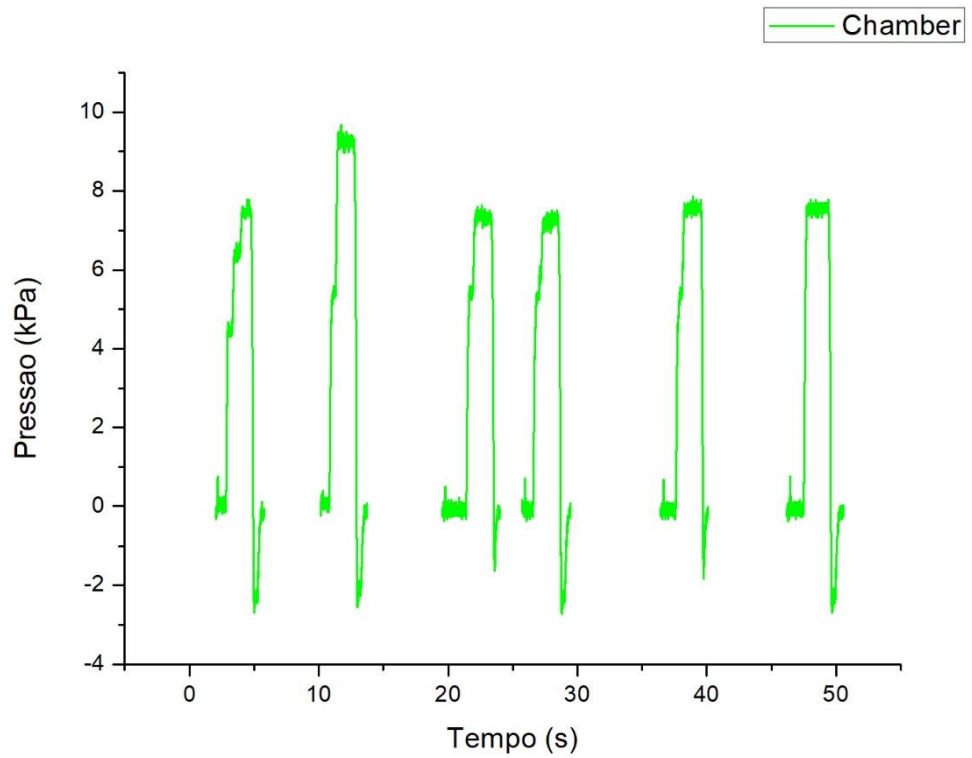


Figura 44 - Resultados para o segundo teste de pressão na câmara de combustão.

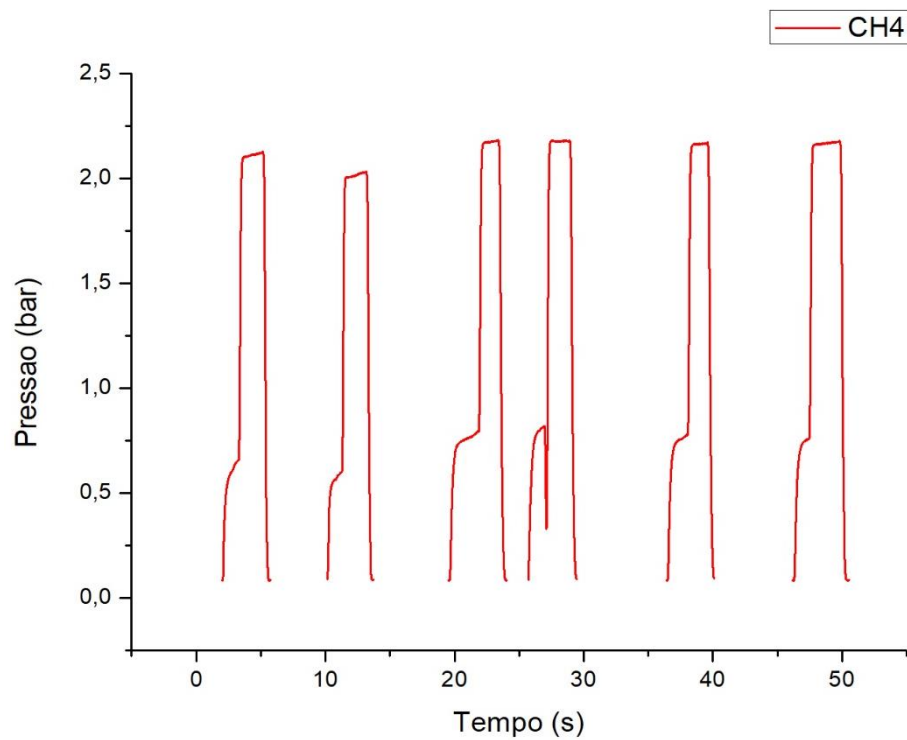


Figura 45 - Resultados para o segundo teste de pressão do combustível.

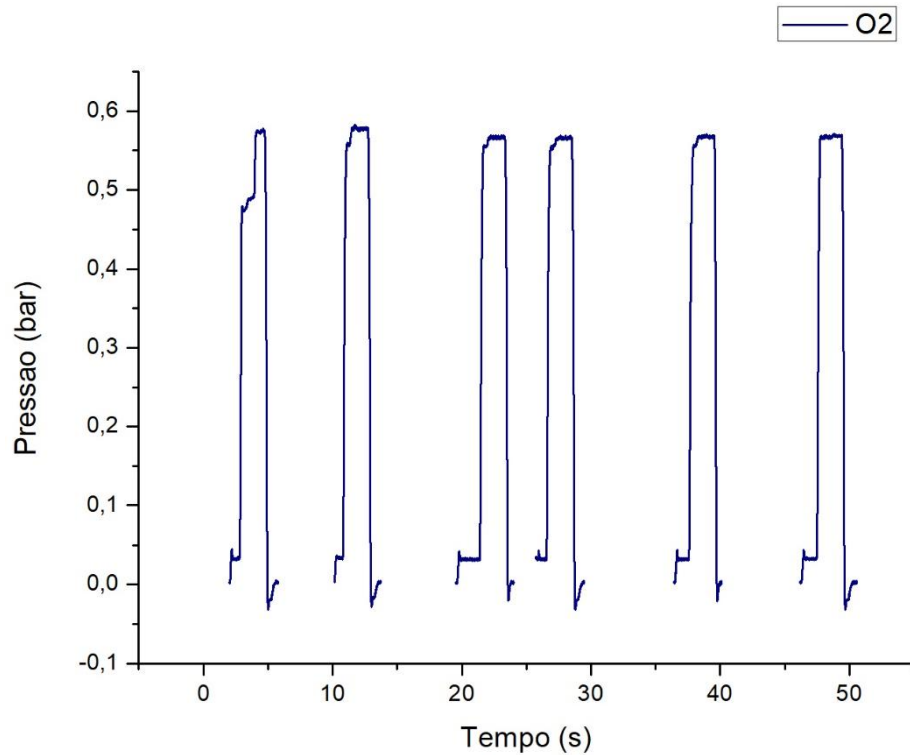


Figura 46 - Resultados para o segundo teste de pressão do oxidante.

Os gráficos acima demonstram um comportamento para pressão similar ao dos primeiros testes de pressão. Dessa vez todos os testes foram realizados com presença de ignição. Primeiramente ocorre o início da leitura dos sensores e rapidamente a ignição, o que gera um pequeno pico de pressão. A partir daí o sistema começa a operar com abertura parcial das válvulas, mantendo-se em uma região de pressão constante.

Quando ocorre a abertura total das válvulas a pressão sofre uma grande variação até chegar ao ponto onde se estabiliza e se mantém constante. Ao fim do teste e com o fechamento das válvulas a pressão volta a variar de forma brusca. Ao fim desse ciclo há um pequeno intervalo até o sistema ser ignitado novamente e repetir o ciclo. A Fig. (47) foi tirada de um dos testes na câmara de combustão e explicita bem as regiões de abertura parcial e total das válvulas.

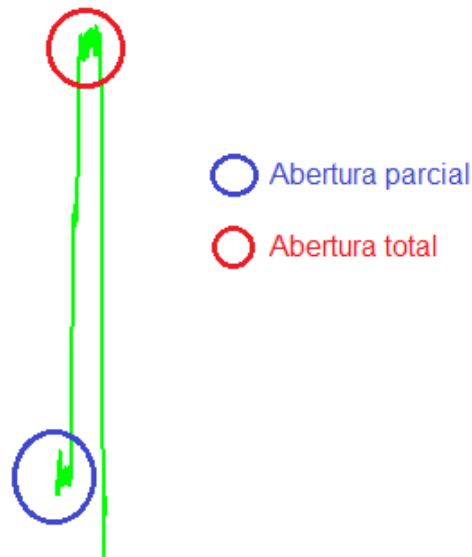


Figura 47 - Regiões de abertura parcial e total das válvulas durante os testes de pressão.

Analisando a Tab. (12) e as Fig. (44), (45) e (46) concluímos que quanto mais longe dos reguladores forem instalados os sensores, maior serão as perdas de pressão e menor será o resultado obtido para pressão dos propelentes. Os testes realizados com múltiplas ignições demonstraram uma igualdade nos valores de pressão para o sistema operando com abertura total das válvulas.

Com a realização dos testes notou-se que o sistema de ignição apresentou ruídos eletromagnéticos nos resultados devido à disposição dos cabos de leitura dos sensores. Devido a isso os resultados para pressão apresentam uma variação entre um ponto e outro em uma região onde deveria ser constante.

Nos resultados do segundo teste na câmara de combustão, os valores obtidos deveriam ser aproximadamente os mesmos nos três locais de instalação dos sensores, visto que o sensor na câmara não mudou de lugar. Mas mesmo assim notou-se uma diferença considerável nos valores, principalmente com os sensores para os propelentes instalados antes dos injetores. Isso se explica pelo fato do sensor utilizado não se o indicado para os valores obtidos na câmara de combustão, dessa forma deve ser considerado uma faixa de valores aceitáveis maior para estes resultados.

A pressão era o último parâmetro a ser testado e com os resultados obtidos será possível agora realizar uma análise mais completa sobre o funcionamento do sistema de ignição tipo tocha a gás e definir melhores condições para testes futuros.

4.4 COMPARAÇÃO DE RESULTADOS NUMÉRICOS E EXPERIMENTAIS

A fim de validar os resultados obtidos, os dados dos testes experimentais foram comparados com os resultados obtidos através de simulações numéricas, utilizando as mesmas condições e parâmetros dos testes, retirados de Souza (2018). Os testes utilizados para comparação foram os testes de repetibilidade de pressão com os sensores dos propelentes instalados antes dos injetores e com as válvulas de fluxo totalmente abertas.

A Tab. (14) apresenta a comparação entre os resultados. Vale ressaltar que para a câmara de combustão foi utilizado como referência o teste com os sensores após as válvulas, já que este apresentou resultados mais precisos e próximos do esperado.

Referência	Experimental (bar)	Numérico (bar)	Diferença (bar)
Combustível	2,160 ± 0,086	2,280	0,120
Oxidante	0,567 ± 0,007	0,638	0,071
Câmara de Combustão	0,095 ± 0,006	0,126	0,031

Tabela 14 - Comparação de resultados experimentais e numéricos.

Da tabela acima percebemos que os resultados obtidos com os testes ficaram bem próximo daqueles obtidos com as simulações, provando a veracidade e confiabilidade dos mesmos. Se for feita uma análise em percentual, a câmara de combustão apresentou maior disparidade entre os resultados, isso porque o sensor utilizado não é o mais adequado para pequenas pressões, como dito anteriormente.

A Fig. (48) abaixo deixa claro a proximidade entre os resultados obtidos experimentalmente e numericamente.

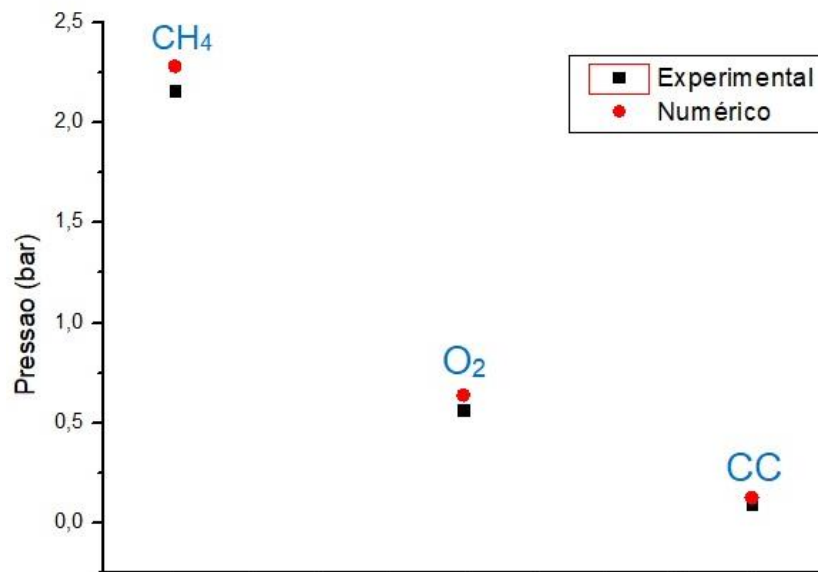


Figura 48 - Comparação de resultados experimentais e numéricos.

4.5 ANÁLISE DO ATRASO DE IGNIÇÃO

A partir dos gráficos apresentados para o teste de repetibilidade de pressão pode-se notar que existe um intervalo entre a ignição do sistema e a abertura total das válvulas. Esse intervalo é definido como o atraso de ignição, o tempo em que o sistema opera com abertura parcial da válvula até iniciar o procedimento de abertura total.

O software realiza a abertura total através do sinal enviado pelo termopar. Funciona da seguinte forma: o teste se inicia e rapidamente ocorre a ignição, a partir daí o sistema está operando com abertura parcial das válvulas. Quando o sistema atinge a temperatura necessária para a combustão total, a partir da leitura do termopar o software envia o comando para a abertura total das válvulas.

A Tab. (15) abaixo apresenta os valores do atraso de ignição para todas as 16 ignições do sistema durante os testes de repetibilidade analisando a pressão na câmara de combustão. Foi calculada a média de atraso e o desvio padrão dos valores encontrados.

Posição	Abertura Parcial (s)	Abertura Total (s)	Atraso de Ignição (s)
Antes da Válvula	2,29	2,99	0,7
	15,29	16,05	0,76
	25,74	26,78	1,04
	34,95	36,02	1,07
	44,97	45,73	0,76
Depois da Válvula	3,49	4,35	0,86
	11,93	12,89	0,96
	20,22	21,28	1,06
	31,17	31,83	0,66
	39,39	41,77	2,38
Antes do Injetor	2,15	2,81	0,66
	10,35	10,82	0,47
	19,76	21,41	1,65
	25,93	26,59	0,66
	36,63	37,6	0,97
	46,42	47,49	1,07
Média (s)	-	-	0,98
Desvio Padrão (s)	-	-	0,29

Tabela 15 - Resultados obtidos para o atraso de ignição.

A média de atraso de ignição nos testes foi de aproximadamente 1 segundo, com uma pequena variação entre os testes, visto que o desvio padrão foi igual à 0,29 segundos. Este valor para o atraso de ignição ainda é aceitável e vale ressaltar que o termopar causa um pequeno atraso por não ler os dados de temperatura imediatamente, mas com um pequeno atraso.

4.6 TESTE DE EFICIÊNCIA DO IGNITOR

Os resultados obtidos com os testes de transferência de energia para o motor, apresentados na Tab. (9), serão utilizados para análise de potência do ignitor com relação aos parâmetros de vazão mássica total e razão O/F, como feito no tópico anterior para análise de temperatura máxima.

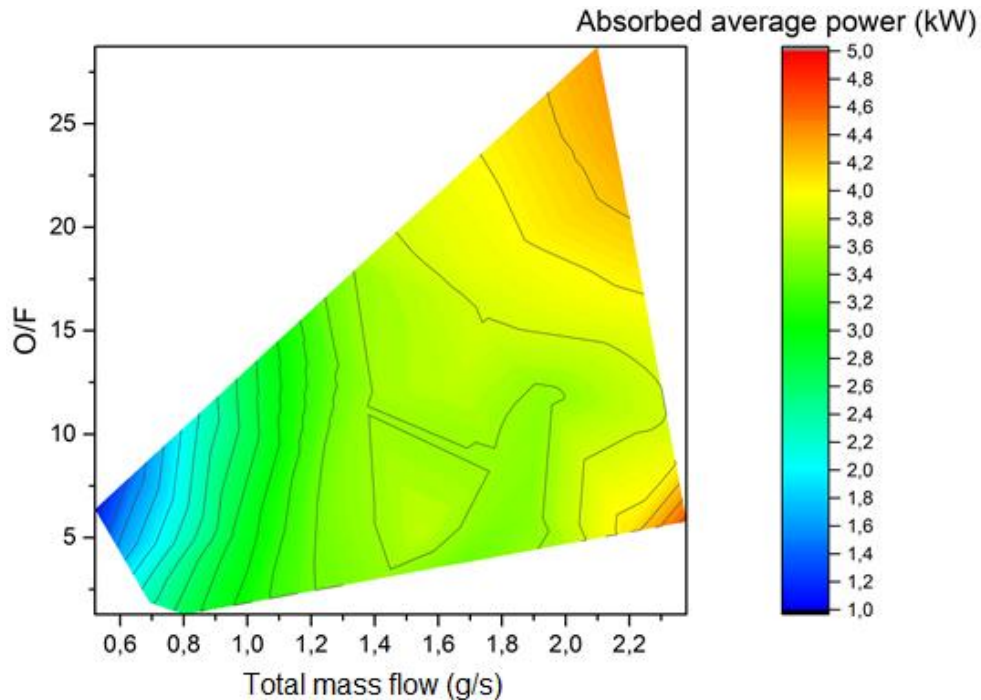


Figura 49 - Potência do ignitor.

A Fig. (49) ilustra os resultados dos testes de eficiência do ignitor em escala de potência em função da razão O/F e do fluxo de massa total. Uma maior potência é desejada como resultado, afim de se obter um melhor valor para a eficiência do ignitor.

Dessa forma a análise da Fig. (49) nos diz que as faixas de funcionamento do ignitor que irão providenciar uma potência máxima são com fluxo de massa do gás acima de 2.2 g/s e com O/F menor que 7.5 ou maior que 25. Para se obter então valores aceitáveis para temperatura máxima e potência do ignitor, o mesmo deve ser operado com um fluxo de massa total maior que 2.2 g/s e uma razão O/F entre 5 e 7.5.

Assim como para a temperatura do gás se compararmos a Fig. (49) com a Tab. (9), percebemos que uma maior pressão de oxidante e combustível irão resultar em melhores valores para a potência do ignitor. Uma análise mais detalhada para a combinação de resultados entre temperatura e potência será realizada para os testes estatísticos.

4.7 TESTES ESTATÍSTICOS

A finalidade dos testes estatísticos era de realizar repetidos testes com os mesmos parâmetros a fim de se obter uma média dos resultados para temperatura e

potência do ignitor. Dessa forma todos os dados da Tab. (10) foram utilizados para uma análise estatística, com filtragem dos resultados através da função densidade de probabilidade.

A função densidade de probabilidade (PDF em inglês) descreve a probabilidade relativa de uma variável aleatória tomar um valor dado. A função densidade de probabilidade é não negativa sempre e sua integral sobre todo o espaço é igual a um. Sendo assim, este método filtra os resultados obtidos, determinando uma faixa de valores aceitáveis e descartando os valores fora desta faixa. A Fig. (50) ilustra um modelo da função densidade de probabilidade.

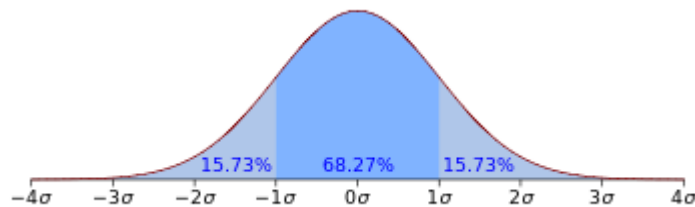


Figura 50 - Modelo de função densidade de probabilidade.

A Fig. (50) nos mostra a distribuição de valores de acordo com a função densidade de probabilidade. É esperado que 68.27% dos valores encontrados estejam na faixa de valores aceitáveis. O desvio padrão (σ) necessita do valor médio (\bar{x}) para ser calculado. As Eq. (4.2) e (4.3) apresentam as fórmulas para cálculo de \bar{x} e de σ , respectivamente. Este procedimento deve ser feito para os testes estatísticos realizados.

$$\bar{x} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i \quad (4.2)$$

$$\sigma_{n-1} = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2} \quad (4.3)$$

A Tab. (16) apresenta uma comparação entre as porcentagens para cada faixa de valores para função densidade de probabilidade padrão e para os resultados filtrados para os testes de temperatura dos gases e potência do ignitor. A análise da tabela nos permite concluir que a distribuição para valores recebidos está muito próxima da distribuição normal.

Parâmetro	\bar{x}	σ	$\{\bar{x} - \sigma, \bar{x} + \sigma\}$	$\{\bar{x} - 2\sigma, \bar{x} + 2\sigma\}$	$\{\bar{x} - 3\sigma, \bar{x} + 3\sigma\}$
Valor teórico	-	-	68.3%	95.4%	99.7%
Temperatura (°C)	651.744	23.598	66.67%	94.44%	100%
Potência (kW)	3.574	0.274	68.75%	100%	100%

Tabela 16 - Distribuição de valores para os testes realizados.

Desta forma pode ser adotada essa abordagem para filtrar os resultados para os testes estatísticos, eliminando os que estiverem fora da faixa aceitável. Primeiramente será feita a análise para os dados de temperatura registrados durante os testes estatísticos. A Fig. (51) mostra a distribuição dos valores após a filtragem.

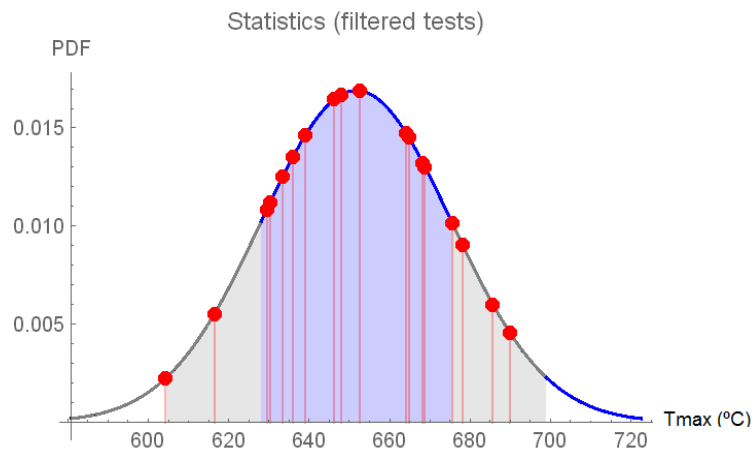


Figura 51 - Análise de valores para temperatura máxima.

Da Fig. (51) pode-se notar que apenas 5 valores encontrados ficaram fora da faixa de valores aceitáveis, respeitando a proporção para a função densidade de probabilidade. Comparando este gráfico à Tab. (10), nota-se que dos 5 valores fora da faixa, 3 foram resultados dos testes realizados com o injetor de combustível afetado pela erosão. A Fig. (52) mostra o injetor após sofrer erosão.

A erosão do injetor interfere na vazão mássica de combustível e conseqüentemente na temperatura do sistema e na eficiência do ignitor. Quando notada a erosão, o injetor foi substituído por um similar. A solução para este problema de erosão envolve propriedades do material e não é o foco deste trabalho.



Figura 52 - Injetores de combustível erodido (após 350 e 615 segundos, respectivamente).

A Fig. (53) apresenta um gráfico comparativo dos testes realizados com o injetor funcionando normalmente e dos testes realizados com o injetor erodido, com relação à temperatura máxima obtida.

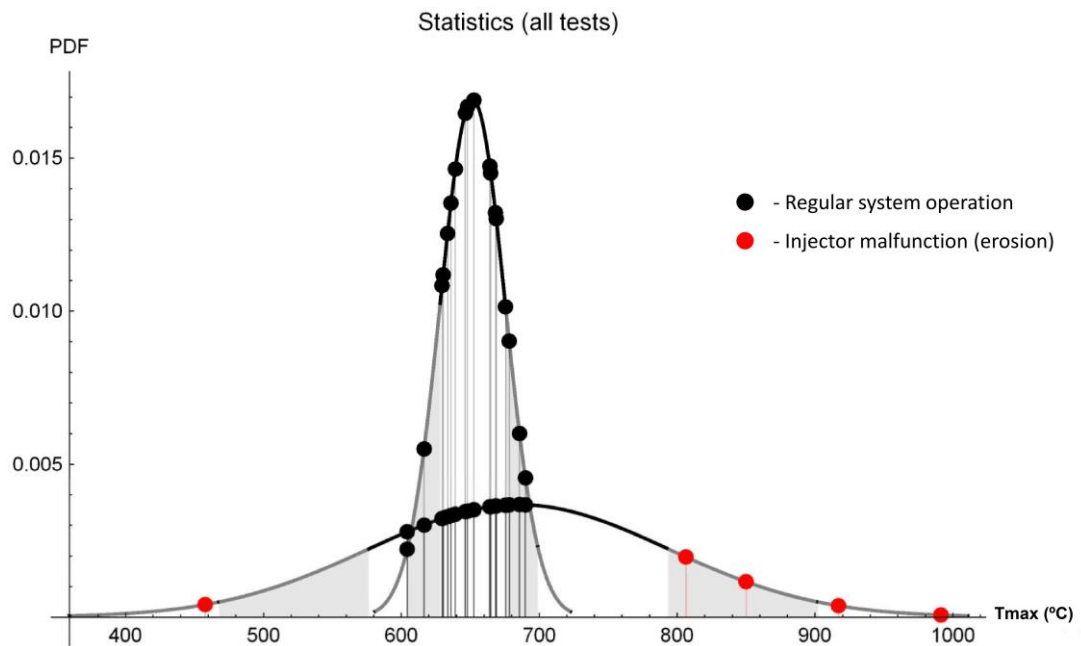


Figura 53 - Comparativo entre testes com injetor em bom estado e testes com injetor erodido.

Para solucionar o problema do mau funcionamento devido a erosão, para a realização dos novos testes de pressão e fluxo de massa dos propelentes, o injetor de combustível cilíndrico foi substituído pelo injetor cônico, ilustrado na Fig. (54).



Figura 54 - Injetor de combustível cônico.

Com os testes finais realizados, o injetor cônico se mostrou mais resistente e eficiente que o cilíndrico, uma vez que depois de repetidos testes não sofreu nenhuma alteração estrutural e nenhuma erosão. Dessa forma o injetor de combustível cônico será a escolha final para ser utilizado no sistema de ignição.

Para análise da potência e eficiência do ignitor será utilizado o mesmo método da função densidade de probabilidade. A Fig. (55) mostra o gráfico de distribuição dos valores obtidos com os testes estatísticos para potência mínima fornecida pelo ignitor.

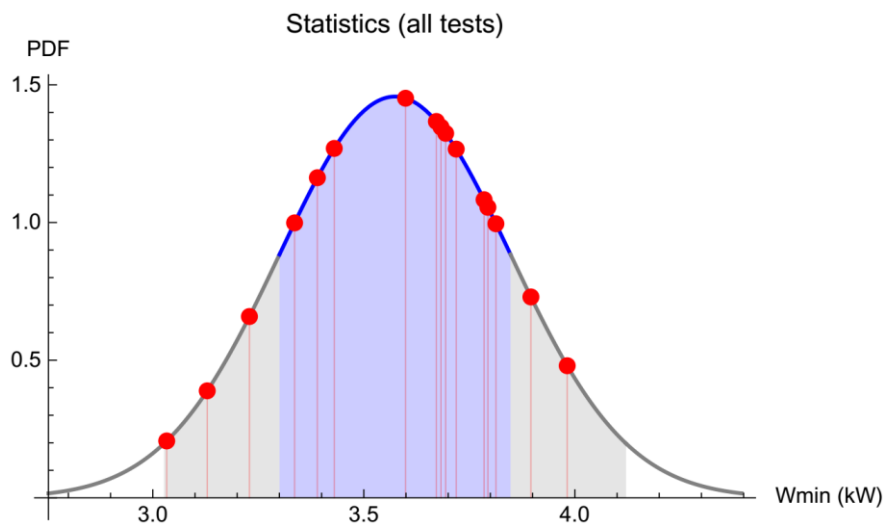


Figura 55 - Análise de valores para potência mínima.

Da Fig. (55) nota-se que apenas 5 valores ficaram fora da faixa de valores aceitáveis, da mesma forma que aconteceu com os valores para temperatura máxima, respeitando-se a proporção da função densidade de probabilidade.

Mesclando-se os resultados obtidos para todos os testes realizados para temperatura máxima e para potência do ignitor, é possível encontrar uma faixa de

operação em que o ignitor obterá melhores resultados, uma temperatura aceitável e uma alta potência. A Fig. (56) representa a faixa de operação otimizada para o sistema de ignição, após ser realizada a mesclagem dos resultados, relacionando com a pressão de entrada de combustível e de oxidante.

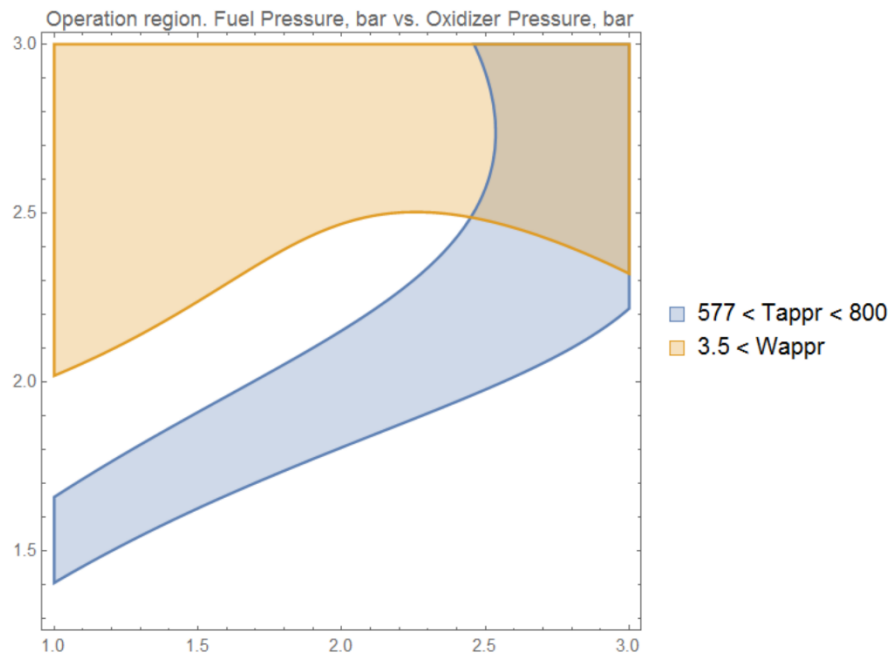


Figura 56 - Faixa de operação otimizada para o sistema de ignição.

A partir da Fig. (56) conclui-se que para obtenção de melhores resultados o sistema de ignição deve ser operado com pressão máxima para oxidante e combustível, 3bar para ambos. Com esses parâmetros de funcionamento é esperado que a temperatura máxima esteja entre 577°C e 800°C e a potência fornecida seja maior que 3.5 kW.

A Fig. (57) acima apresenta imagens de 9 testes realizados com grão de parafina com diferentes pressões de oxidante e combustível. Como na Fig. (56) conclui-se que para melhor funcionamento e eficiência do sistema de ignição foi recebida operando pressões em 3 bar para ambos os gases, visto que esta configuração gerou a chama mais consistente e com temperatura aceitável durante a realização do teste.

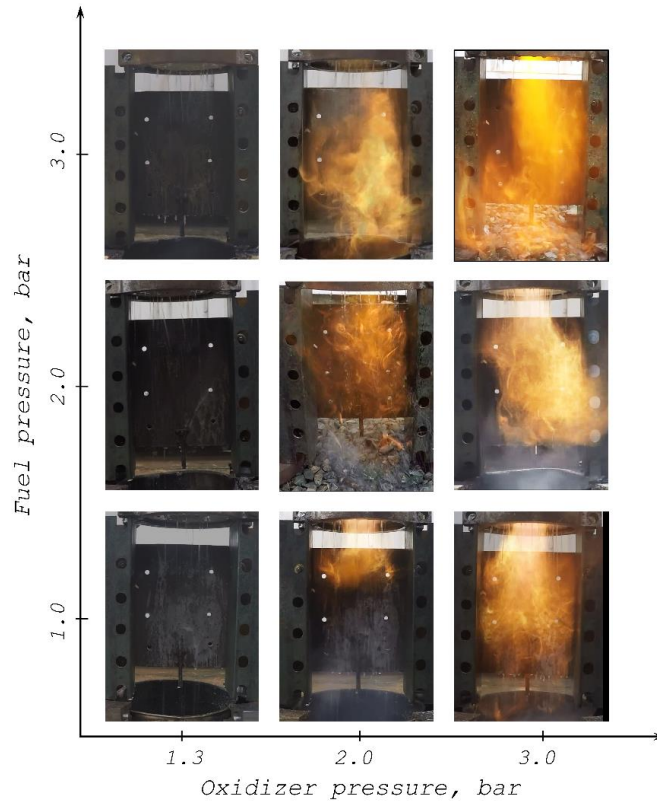


Figura 57 - Chama gerada pelo sistema de ignição para diferentes configurações de pressão.

O conceito de inflamabilidade fica claro com a Fig. (57). Percebemos que uma maior chama se dá para uma alta pressão de oxidante, ou seja, uma alta pressão de oxidante proporciona uma alta inflamabilidade ao combustível. Com o aumento da pressão de oxidante temos uma intensificação do processo de queima dentro da câmara de combustão do motor híbrido.

5 CONSIDERAÇÕES FINAIS

Todos os resultados obtidos para este trabalho se apresentaram satisfatórios ao que se propuseram e foram conduzidos de forma bem-sucedida mostrando níveis de desempenho próximo ao esperado.

Os testes de pressão do sistema foram os últimos a ser realizados e foram obtidos resultados esperados. As perdas de pressão ao longo do sistema de alimentação ficaram claras com a mudança dos locais de instalação dos sensores. Na câmara de combustão foram obtidos resultados menos precisos, isso se deve ao fato do sensor utilizado não ser o ideal para os valores de pressão presentes dentro da câmara. No futuro o sistema pode ser aprimorado ao utilizar-se um sensor de pressão mais adequado e ser feito um estudo para eliminar o ruído eletromagnético do sistema de ignição.

A comparação entre os resultados obtidos experimentalmente e obtidos em simulações numéricas comprovou a precisão e veracidade dos dados obtidos com os testes experimentais. Os resultados foram similares, provando que o sistema de ignição funcionou como o esperado.

A múltipla ignição, uma das motivações iniciais do projeto, se provou funcional durante os testes de repetibilidade de pressão, onde foram realizadas 5 ou 6 ignições durante um tempo de até 50 segundos para cada teste.

Para este trabalho os resultados obtidos mostram que o sistema de ignição tipo tocha a gás irá apresentar melhor desempenho quando operado com oxigênio e metano à uma pressão de 3 bar, o que confere ao sistema uma faixa de temperatura aceitável, uma alta potência gerada e conseqüentemente uma maior eficiência.

Com uma análise completa dos resultados de todos os testes, somos capazes agora de estabelecer uma tolerância para o ignitor e limites para uma operação segura. Ficou constatado que o sistema de ignição apresenta os valores desejados para potência e temperatura quando operado com pressões de 3 bar para oxidante e combustível. Já quando operado com pressões muito baixas de oxidante, o sistema extrapola os limites de segurança para temperatura máxima.

Ao fim do trabalho os objetivos propostos foram alcançados. Uma análise completa e detalhada foi realizada acerca de todos os testes experimentais e isso

possibilitará que o sistema de ignição tipo tocha a gás opere com os parâmetros de funcionamento adequados nos testes futuros. O sistema de ignição tocha a gás se provou eficiente e válido ao que se propunha e poderá ser incorporado ao Sistema de Reentrada Atmosférica (SARA).

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

CORMACK, J. W. **Space Handbook: Astronautics and its Applications**. Washington: Government Printing Office. 1958

HUMBLE, R. W.; ALTMAN, D. **Space propulsion analysis and design**. New York: MCGRAW-HILL, 1995.

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

CANTWELL, B. J. **Aircraft and rocket propulsion**. California: Stanford University. 2007.

MOORE, G. E.; BERMAN, K. **A Solid-Liquid Rocket Propellant System. Jet Propulsion**. 1956.

LCP. **Propulsão**. INPE. 2014. Disponível em: <<http://www.lcp.inpe.br/Plone/LCP/linhas-de-pesquisa/propulsao-1>>. Acesso em: 05 mar. 2017.

JUDSON, M. I. Jr. **Direct Electrical Arc Ignition of Hybrid Rocket Motors**. Logan: Utah State University. 2015.

ALTMAN, D. **Hybrid Rocket Development History**. Sacramento: 27th Joint Propulsion Conference. 1991.

SPACE X. **SpaceX Updates**. 2014. Disponível em: <http://www.spacex.com/updates_archive.php?page=0205-0505>. Acesso em 15 abr. 2017.

SLIDESHARE. **Redox**. 2010. Disponível em: <<https://pt.slideshare.net/guest4f7e5c/redox-3462885>>. Acesso em 15 abr. 2017.

AEROSPACEARCHIVES. **Pelleted Pyrotechnics**. 2016. Disponível em: <<https://www.aerospacearchives.tk/solid-rocket-motor-igniters/pelleted-pyrotechnics.html>>. Acesso em 16 abr. 2017.

WEELAND, W. H. M. **Future Igniters Technologies**. Klundert: Aerospace Propulsion Products B.V. 2009.

APPBV. **Catalytic Igniters**. 2012. Disponível em: <<http://www.appbv.nl/catalytic-igniters/>>. Acesso em 16 abr. 2017.

UNIVERSITYOFLIVERPOOL. **Laser Ignition**. 2009. Disponível em: <<https://www.liverpool.ac.uk/researchintelligence/issue36%20/laserignition.htm>>. Acesso em 20 abr. 2017.

MANFLETTI, C. **Theoretical and Experimental Discourse on Laser Ignition in Liquid Rocket Engines**. Japão: International Symposium on Space Technology and Science. 2009.

PARALKAR, A. A. **Seminar Presentation on Laser Ignition System**. 2016. Disponível em: <<https://pt.slideshare.net/BhaveshWarkhede/seminar-presentation-on-laser-ignition-system-by-bhavesh-warkhede>>. Acesso em 21 mar. 2017.

ALBERTAZZI, A.; SOUZA, A. R. **Fundamentos da Metrologia Científica e Industrial**. São Paulo: Editora Manole. 2008.

DOEBELIN, E. O. **Measurement Systems: Application and Design**. 4^o ed. Ohio: McGraw-Hill. 1990.

OBJETIVO. **Equações de 1^o grau**. 2017. Disponível em: <<http://conteudoonline.objetivo.br/Conteudo/Index/724?token=5%2F2Yd%2Bzzv%2F29umTApxi0Q%3D%3D>>. Acesso em 2 jun. 2017.

HYPERPHYSICS. **Galvanometer**. 2017. Disponível em: <<http://hyperphysics.phy-astr.gsu.edu/hbase/magnetic/galvan.html>>. Acesso em 20 mar. 2017.

SOUSA, C. **Métodos de Medição**. 2008. Disponível em: <<http://catim.pt/Catim/PDFS/Metodos-medicao.pdf>>. Acesso em 20 mar. 2017.

OMEGA. **Termopares**. 2017. Disponível em: <<http://br.omega.com/section/termopares.html>>. Acesso em 29 mar. 2017.

DIRECTINDUSTRY. **Elcometer**. 2017. Disponível em: <<http://www.directindustry.com/pt/prod/elcometer/product-21009-1743649.html>>. Acesso em 03 abr. 2017.

AL-AUBIDY, K. M. **Velocity and Acceleration Measurements**. 2017. Disponível em: <<https://www.philadelphia.edu.jo/academics/kaubaidy/uploads/Sensor-Lect8.pdf>>. Acesso em 15 abr. 2017.

NATIONAL INSTRUMENTS. **Pressure Measurement Overview**. 2016. Disponível em: <<http://www.ni.com/white-paper/13034/en/#toc1>>. Acesso em 23 abr. 2017.

HONEYWELL. **Effectively Using Pressure Load and Torque Sensors with Today's Data Acquisition Systems**. 2013. Disponível em: <<https://sensing.honeywell.com/white-paper-effectivelyusingpressureloadandtorquesensorswithtoday'sdataacquisitionsystems-008883-2-en.pdf>>. Acesso em 12 mai. 2017.

INSTRUMENTATION TODAY. **Capacitive Transducers**. 2011. Disponível em: <<http://www.instrumentationtoday.com/capacitive-transducers-2/2011/07/>>. Acesso em 01 mai. 2017.

SENSORMAG. **Pressure Measurement Principles and Practice**. 2003. Disponível em: <<http://www.sensormag.com/components/pressure-measurement-principles-and-practice>>. Acesso em 11 abr. 2017.

BENEDICT, R. P. **Fundamentals of Temperature, Pressure and Flow Measurements**. 2^o ed. New York: Wiley. 1977.

CONTROLGLOBAL. **Termocouple**. 2015. Disponível em:
<http://www.controlglobal.com/assets/00_images/2015/05/CG1505-ATE-Fig1.jpg>.
Acesso em 24 abr. 2017.

SEFFRIN, R. J. **Thermal Imaging for Detecting Potential SARS Infection**. Burlington: Infrasppection Institute. 2003.

PHOENIX INSTRUMENTS. **Thermometers**. 2017. Disponível em:
<http://www.controlglobal.com/assets/00_images/2015/05/CG1505-ATE-Fig1.jpg>.
Acesso em 23 mai. 2017.

OMEGA. **Medidores de Vazão Mássica**. 2017. Disponível em:
<<http://br.omega.com/subsection/Medidores-Fluxo-massico.html>>. Acesso em 15 mai. 2017.

ODEALSPLUS. **Flowmeters**. 2017. Disponível em:
<<http://www.odealsplus.com/webpage/FTI%20TB%20Flowmeter.html>>. Acesso em 15 mai. 2017.

DANFOSS. **Pressure Transmitters**. 2017. Disponível em:
<<http://products.danfoss.com.br/productrange/documents/industrialautomation/pressure-transmitters/mbs-1700-pressure-transmitter-for-general-purpose/#/>>. Acesso em 17 mai. 2017.

NATIONAL INSTRUMENTS. **Data Acquisition**. 2017. Disponível em:
<<http://www.ni.com/data-acquisition/pt/>>. Acesso em 17 mai. 2017.

AEB. **Satelite Sara**. 2012. Disponível em: <<http://www.aeb.gov.br/satelite-sara/>>.
Acesso 18 mai 2017.

IAE. **FAB Lança Foguete VS40**. Disponível em: <<http://www.iae.cta.br/index.php/namidia/354-portal-da-fab-fab-lanca-foguete-vs-40-nesta-sexta-feira-13-nov>>. Acesso em 18 mai. 2017.

SHYNKARENKO, O.; ANDRIANOV, A.; BERTOLDI, A. E. M. **Low-thrust hybrid motor efficiency research for design optimization purposes**. Orlando: 51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. 2015.

ANDRIANOV, A.; SHYNKARENKO, O.; BERTOLDI, A. E. M. **Concept and design of the hybrid test-motor for development of a propulsive decelerator of SARA reentry capsule**. Orlando: 51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. 2015.

SHYNKARENKO, O.; SIMONE, D.; ANDRIANOV, A. **Hybrid rocket motor ignition system development and testing in Chemical Propulsion Laboratory of the University of Brasilia**. Varsovia: 2nd Polish-Brazilian Conference on Science and Technology. 2016.

AIRPRODUCTS. **Gas Physical Properties**. 2017. Disponível em:
<<http://www.airproducts.com/products/Gases/gas-facts/physical-properties.aspx>>.
Acesso em 12 jun. 2017.

URNS, S. R. **An Introduction to Combustion: Concepts and Applications**. 2ª edição. Pennsylvania: McGraw Hill. 2000.

GLASSMAN, I.; YETTER, R. A. **Combustion**. 4ª edição. Burlington: Elsevier. 2008.
COWARD, H. F.; JONES, G. W. **Limits of Flammability of Gases and Vapors**. Washington: United States Government Printing Office. 1952.

WIKIPEDIA. **Flammability diagram**. 2017. Disponível em:
<https://en.wikipedia.org/wiki/Flammability_diagram>. Acesso em 14 jun. 2017.

FILHO, J. A. V. **Modelagem e Análise Numérica de um Sistema de Ignição do tipo Tocha Baseado na Combustão CH₄/O₂**. Monografia. Brasília: Universidade de Brasília. 2017.

SHYNKARENKO, O.; VIEIRA FILHO, S. R.; HABL, L. T. C.; ISHIOKA, I. S. K. **Preliminary Research of Gas Torch Ignition System for the Hybrid Rocket Motor**. Brasília. 2015.

SOUZA, K. M. **Análise do Processo de Combustão Transiente no Ignitor Tipo Tocha**. Monografia. Brasília: Universidade de Brasília. 2018.

CF METALS. **Stainless Steel**. 2017. Disponível em:
<http://www.cfmets.net/stainless_steel_303.html>. Acesso em 10 jun. 2017.