

**FABRICAÇÃO E AVALIAÇÃO DE DESEMPENHO DE
COMBUSTÍVEL A BASE DE PARAFINA E CERA
VEGETAL PARA MOTOR FOGUETE A PROPELENTES
HÍBRIDOS.**

Sumaya Caroline Santos Gonçalves

ORIENTADOR: Carlos Alberto Gurgel Veras

DISSERTAÇÃO DE MESTRADO

Brasília – 2013

**Universidade de Brasília
Faculdade de Tecnologia
Departamento de Engenharia Mecânica**

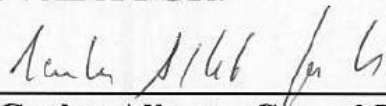
Universidade de Brasília
Faculdade de Tecnologia
Departamento de Engenharia Mecânica

**FABRICAÇÃO E AVALIAÇÃO DE DESEMPENHO DE
COMBUSTÍVEL A BASE DE PARAFINA E CERA
VEGETAL PARA MOTOR FOGUETE A PROPELENTES
HÍBRIDOS.**

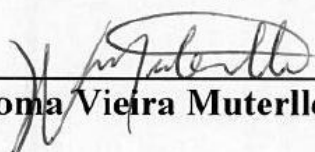
Sumaya Caroline Santos Gonçalves

**DISSERTAÇÃO SUBMETIDA AO DEPARTAMENTO DE
ENGENHARIA MECÂNICA DA FACULDADE DE TECNOLOGIA
DA UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA COMO PARTE DOS
REQUISITOS NECESSÁRIOS PARA A OBTENÇÃO DO GRAU DE
MESTRE.**


APROVADA POR:



Prof. Carlos Alberto Gurgel Veras (ENM-UnB) (Orientador)



Profa. Palloma Vieira Muterlle (ENM- UnB) (Examinador Interno)



Prof. Olexiy Shynkarenko (UnB-Gama) (Examinador Externo)

BRASÍLIA-DF, 04 de Dezembro de 2013

FICHA CATALOGRÁFICA

GONÇALVES, SUMAYA CAROLINE SANTOS

Fabricação e Avaliação de Desempenho de Combustível a Base de Parafina e Cera Vegetal para Motor Foguete a Propelentes Híbridos [Distrito Federal] 2013.

xi, 72p., 210 x 297 mm (ENM/FT/UnB, Mestre, Ciências Mecânicas, 2013).

Dissertação de Mestrado – Universidade de Brasília. Faculdade de Tecnologia.

Departamento de Engenharia Mecânica.

1. Introdução 2. Revisão Bibliográfica

3. Materiais e Métodos 4. Resultados

5. Conclusões e Sugestões

I. ENM/FT/UnB II. Título (série)

REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA

GONÇALVES, S. C. S. (2013). *Fabricação e Avaliação de Desempenho de Combustível a Base de Parafina e Cera Vegetal para Motor Foguete a Propelentes Híbridos*. Dissertação de Mestrado, Publicação ENM.DM-209A/13, Departamento de Engenharia Mecânica, Universidade de Brasília, Brasília/DF, 72p.

CESSÃO DE DIREITOS

AUTOR: Sumaya Caroline Santos Gonçalves.

TÍTULO: *Fabricação e Avaliação de Desempenho de Combustível a Base de Parafina e Cera Vegetal para Motor Foguete a Propelentes Híbridos*.

GRAU: Mestre ANO: 2013

É concedida à Universidade de Brasília permissão para reproduzir cópias desta dissertação de mestrado e para emprestar ou vender tais cópias somente para propósitos acadêmicos e científicos. O autor reserva outros direitos de publicação, e nenhuma parte desta dissertação de mestrado pode ser reproduzida sem sua autorização por escrito.

Sumaya Caroline Santos Gonçalves

SHCES 711 Bloco A apto 301

70655-600 Brasília/DF

Agradecimentos

Agradeço primeiramente a Deus, nosso Mestre maior, e aos meus anjos e amigos protetores;

Aos meus pais, Arcênio e Evilázia, e meu irmão, Hugo, que sempre estiveram presentes, me apoiando e acreditando no meu potencial;

Ao meu companheiro e esposo, Tiago, por todo apoio e incentivo constantes;

Ao amigo Lenom, por ter me apresentado o professor Gurgel, que se tornou meu mestre e orientador e possibilitou a realização deste trabalho;

Ao professor Carlos Alberto Gurgel Veras, que acreditou desde o início que este seria um trabalho importante para a comunidade científica;

A todos os colegas de curso que de alguma forma me ajudaram na concretização deste sonho, principalmente as 'meninas' Ângela, Gabriela e Rose, pois sem o estudo em grupo não teria sido possível realizar este trabalho;

À Tammy, Erlan, Fábio, Gabriel, Luiz e Nivaldo que sempre me socorreram no laboratório e me auxiliaram quando necessário;

Ao Artur Bertoldi, pela importante e fundamental orientação na reta final do trabalho;

E ao Grupo de Propulsão Híbrida da Universidade de Brasília (UnB), amigos que auxiliaram no trabalho.

“Se esse ou aquele plano de trabalho está incubado em seu pensamento, agora é o momento de começar a realizá-lo.”

André Luiz

*Dedicado à minha família.
Sem ela nada faria sentido!*

Resumo

FABRICAÇÃO E AVALIAÇÃO DE DESEMPENHO DE COMBUSTÍVEL A BASE DE PARAFINA E CERA VEGETAL PARA MOTOR FOGUETE A PROPELENTES HÍBRIDOS

O trabalho desenvolvido nesta dissertação diz respeito a um estudo experimental com a finalidade de desenvolver e aprimorar grãos de combustíveis sólidos para foguetes híbridos. A matriz combustível confeccionada neste trabalho é à base de parafina alternativa, derivada de uma cera natural que pode ser encontrada em abundância na região Nordeste do Brasil. Os objetivos principais foram: identificar, caracterizar e avaliar química e fisicamente a parafina alternativa e desenvolver métodos de confecção e ajuste no grão, não tóxico ou explosivo. Os resultados da adição desta cera à matriz sólida de parafina fóssil foram considerados satisfatórios do ponto estrutural e de desempenho, em regime de queima. Desta forma, pode se concluir que ocorreram importantes melhorias nas características gerais do combustível sólido, se comparado com aquele empregado anteriormente a esta pesquisa.

Palavras Chave: motor a propelentes híbridos, parafina, cera vegetal

Abstract

MANUFACTURING AND PERFORMANCE EVALUATION OF FUEL BASE PARAFFIN AND VEGETABLE WAX TO PROPELLANTS HYBRID ROCKET MOTOR

The work in this thesis is an experimental study in order to develop and improve grains of solid fuels to be used in hybrid rockets.. The matrix fuel confectioned in this work is from alternative paraffin, derived from a natural wax it can be found in abundance in northeastern Brazil. The main objectives were to identify, to characterize and to evaluate chemically and physically the alternative paraffin and to develop methods of preparation and adjustment in the grain, not toxic or explosive. The results of this addition to the solid wax matrix fossil paraffin were considered satisfactory and the structural point of performance, under burning. Thus, it can be concluded that there were significant improvements in the general characteristics of the solid fuel as compared with that previously used for this study.

Keywords: Engine hybrid propellants, paraffin, vegetable wax

Sumário

Resumo	vi
Abstract	vi
Sumário	vii
Lista de Tabelas	viii
Lista de Figuras	ix
Lista de Símbolos e Siglas	x
1. INTRODUÇÃO	1
2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA.....	4
2.1 SISTEMAS PROPULSIVOS	4
2.2 ESTUDOS ENVOLVENDO COMBUSTÍVEIS EM MOTORES HÍBRIDOS	7
2.3 MOTORES HÍBRIDOS E COMBUSTÍVEL SÓLIDO.....	9
2.4 PROCESSOS DE COMBUSTÃO NOS FOGUETES HÍBRIDOS	16
2.5 PROPELENTES UTILIZADOS NOS MOTORES HÍBRIDOS	18
2.6 TAXA DE REGRESSÃO	19
3. MATERIAIS E MÉTODOS	23
3.1 CARACTERIZAÇÃO FÍSICO-QUÍMICA	24
3.1.1 Medida Dureza (HRL)	25
3.2 DOPAGEM DO GRÃO COM PARAFINA ALTERNATIVA.....	26
3.3 BANCADA DE TESTES HORIZONTAL.....	27
3.3.1 Funcionamento da Bancada	29
4. RESULTADOS	30
4.1 TESTES REALIZADOS NO IQ/UNB E INTERPRETAÇÃO DO ESPECTRO INFRAVERMELHO (IV).....	30
4.2 GRÃOS FABRICADOS E SELECIONADOS PARA TESTE	32
4.3. ENSAIOS DE BANCADA	37
4.3.1 Dados obtidos por meio dos testes	37
4.3.2 Análise de dados	39
5. CONCLUSÕES E SUGESTÕES	46
Referências Bibliográficas	47
Apêndices	50

Lista de Tabelas

Tabela 2.1:Métodos de Propulsão Convencionais	6
Tabela 2.2:Vantagens dos Híbridos.....	6
Tabela 2.3: Desempenho de propelentes híbridos , $P_c= 500$ psia e $P_e= 14.7$ psia	19
Tabela 4.1:Escala de Dureza Rockwell L	33
Tabela 4.2: Dados dos grãos utilizados nos ensaios.....	38
Tabela 4.3:Valores obtidos de taxa de regressão, vazão mássica e fluxo mássico a partir dos ensaios.....	39
Tabela 4.4: Valores das taxas de regressão utilizando os métodos de variação de massa e Stanford.....	42
Tabela 4.5:Taxa de regressão e fluxo mássico utilizando HTPB como combustível.....	43
Tabela 4.6: Valores de pressão e empuxos dos combustíveis tradicionalmente usados	43
Tabela 4.7: Valores de pressão e empuxo encontrados nos testes realizados	44

Lista de Figuras

Figura 1.1: Esquema motor de foguete híbrido.Fonte: Gouvêa (2007)	1
Figura 1.2: Teste do motor (híbrido) de 250 kN da nave <i>SpaceShip Two</i>	2
Figura 1.3	3
Figura 2.1:	6
Figura 2.3:Fórmula Estrutural do polibutadieno hidroxilado HTPB	12
Figura 2.4:Fórmula Estrutural do polietileno – PE.....	13
Figura 2.5: Fórmula Estrutural do policloreto de vinila PVC.....	13
Figura 2.6:Mecanismo de carregamento de massa da camada limite	15
Figura 3.1: Medição do Ponto de fusão do IQ/UnB	24
Figura 3.2: Agitador magnético com aquecedor.....	24
Figura 3.3: pastilha de parafina alternativa a ser utilizada no espectrômetro de IV	25
Figura 3.4: Espectrômetro de Infravermelho IQ/UnB	25
Figura 3.6	27
Figura 3.7:Câmaras de combustão fabricada em náilon.	28
Figura 3.8: Tubeira com câmara de resfriamento	29
Figura 3.9: Esquema da bancada de testes	30
Figura 4.1: Espectro de Infravermelho da amostra de parafina alternativa	31
Figura 4.2: Função éster onde R e R ₁ são radicais orgânicos	32
Figura 4.3:Velas confeccionadas com parafina alternativa e óleo de Babaçu	33
Figura 4.4:Velas compostas com 50% de parafina alternativa e 50% de óleo de babaçu.	33
Figura 4.5: Detalhe da vela com 90% de parafina alternativa e 10% de óleo de babaçu.....	34
Figura 4.6: Grão formado por 50% de parafina alternativa com 50% de óleo de babaçu.	34
Figura 4.7:Vista do grão formado com 50% parafina, 25% Óleo de babaçu e 25% parafina alternativa.	35
Figura 4.8: Detalhe do grão da figura 4.7	35
Figura 4.9:Grão confeccionado com 50% parafina derivada de petróleo e 50% parafina alternativa	36
Figura 4.10: Detalhe do grão confeccionado com 80% parafina derivada de petróleo e 20% de parafina alternativa	36
Figura 4.11:Detalhe do grão confeccionado com 85% de parafina derivada de petróleo e 15% de parafina alternativa	37
Figura 4.12:Grão 85/15 utilizado em teste de queima	37
Figura 4.13: fluxo mássico x taxa de regressão do combustível sólido	39
Figura 4.14:Primeiro gráfico utilizando o método da Universidade de Stanford	40
Figura 4.15: Segundo gráfico utilizando o método da Universidade de Stanford	41
Figura 4.16:Terceiro gráfico utilizando o método da Universidade de Stanford.....	41
Figura 4.17:Taxa de Regressão com os valores das Estimativas de Erro Er pelo método Stanford	42
Figura 4.19: Empuxo do teste 01realizado com parafina derivada de petróleo.	45
Figura 4.20: Pressão do teste 12realizado com grão confeccionado na proporção 85/15.....	45
Figura 4.21: Empuxo do teste 12 realizado com o grão confeccionado na proporção 85/15.	45

Lista de Símbolos e Siglas

LATINOS

a : coeficiente da taxa de regressão

A_{or} : área do orifício do sistema de alimentação

C_{ox}^* : velocidade característica de exaustão para o gás à pressão ambiente

d : diâmetro

d_i, d_f : diâmetros iniciais e finais da porta de combustão

G : fluxo de massa

G_{ox} : fluxo de massa de oxidante

I_{sp} : impulso específico

L_g : comprimento do grão

O/F : razão de mistura entre oxidante combustível

m : expoente do comprimento do grão

\dot{m} : vazão mássica de oxidante

m_{ox}^{ter} : vazão mássica de oxidante no início do evento de decaimento do empuxo

m_f : massa final

m_o : massa inicial

M : massa molar

n : expoente do fluxo de mássico de oxidante

n_o : n° de mols inicial

n_f : n° de mols final

\dot{r} : taxa de regressão do combustível

t_q : tempo da queima

V_f : volume de oxidante

GREGOS

Δ : variação entre duas grandezas similares

ρ_f : densidade do grão combustível

γ : razão entre os calores específicos

SIGLAS

ABNT: Associação Brasileira de Normas Técnicas

GLP: Gás Liquefeito de Petróleo

GOX: Oxigênio gasoso

HTPB: Polibutadieno hidroxilado

IV: Infravermelho

LOX: Oxigênio líquido

N₂O: Óxido Nitroso

PE: Polietileno

PVC: Policloreto de vinil

1. INTRODUÇÃO

A Propulsão híbrida consiste no emprego de propelentes em diferentes fases, geralmente combustível na fase sólida e oxidante na fase líquida. Tais características conferem ao sistema propulsivo importantes vantagens comparativas com as tecnologias mais utilizadas, como motores a propelentes sólidos ou líquidos. A figura 1.1 mostra esquematicamente um motor de foguete que utiliza propulsão híbrida.

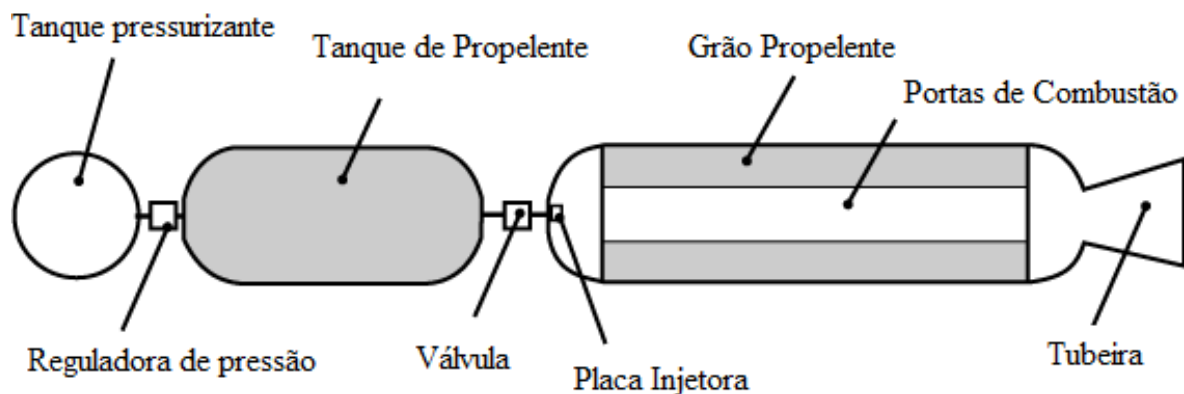


Figura 1.1: Esquema motor de foguete híbrido. Fonte: Gouvêa (2007)

Tanque do gás pressurizante: esse tanque tem o objetivo de manter a pressão constante no tanque de propelente, usualmente acima de 50 MPa. São geralmente utilizados os gases Hélio (He) e Nitrogênio (N₂).

Regulador: regulador de pressão entre o tanque pressurizante e o tanque de propelente.

Tanque de propelente: utilizado para estocar líquido ou gás, mantido sob pressão inferior à do gás pressurizante.

Válvula e Placa Injetora: alimenta a câmara com o combustível oxidante e ajuda a atomizar o propelente sob pressões diminuídas de 20% a 30%.

Grão Propelente: combustível sólido utilizado.

Portas de Combustão: espaço formado no grão para início da reação de ignição.

Tuboira: utilizada para expandir e acelerar os gases provenientes do motor.

Oiknine (2006) e Davydenko *et al.* (2007) destacam as vantagens da propulsão híbrida sobre outros sistemas, como:

- Segurança (na fabricação, no transporte e armazenamento devido à separação do oxidante e combustível);

- Confiabilidade (devido à grande margem de tolerância em imperfeições de grão e em condições ambientais);
- Flexibilidade (em virtude da modulação de empuxo e múltipla ignições);
- Custos (devido ao pequeno investimento em desenvolvimento, operação e em custos de fabricação do motor);
- Meio ambiente (os subprodutos da combustão são normalmente atóxicos e os propelentes são estáveis facilitando estocagem e transporte);
- Redução no período de desenvolvimento do sistema propulsivo, de quatro a cinco anos para seis a dez meses, comparativamente aos sistemas tradicionais;
- Redução no custo de fabricação;
- Redução nos custos de lançamento, devido a fatores como menor tempo de fase de pré-lançamento (-200 a -300%), materiais, custos operacionais (-40 a -50%), menor custo para sistemas de segurança (incêndio e explosão).

Karabeyoglu (2008) argumenta que a propulsão híbrida deve ser empregada e financiada para atender nichos em que os custos e a segurança se sobrepõem ao desempenho na escolha do motor foguete. Tal expectativa já está se materializando, com o anúncio de alguns sistemas espaciais que se valem largamente da propulsão híbrida.

Em termos práticos, pode-se destacar a proposta da *Virgin Galactic* em que o sistema de propulsão híbrida foi usado na nave espacial *SpaceShip2 Virgin Galactic*. Os voos foram operados com 100% de sucesso e ocorreram respectivamente em 29 de abril e 05 de setembro deste ano. A figura 1.2 apresenta uma fotografia da nave com o motor de 250 kN em operação. A nave foi projetada para realizar voos suborbitais (> 100 km de altitude) com foco no turismo espacial.



Figura 1.2: Teste do motor (híbrido) de 250 kN da nave *SpaceShip Two*

O programa *Dream Chaser* (figura 1.3), da *Sierra Nevada Corporation* dos Estados Unidos, projetou um veículo para voos tripulados ao espaço em que a propulsão híbrida é empregada como meio de escape da plataforma de lançamento, em caso de emergência bem como em manobras de reentrada orbital. Segundo a empresa, além de usarem combustíveis não tóxicos e oferecer maior segurança à tripulação, a tecnologia apresenta menores custos e benefícios operacionais e ambientais. Tais projetos possuem fortes financiamentos da NASA.



Figura 1.3:Dream Chaser (http://www.sncspace.com/ss_space_exploration.php)

Como pode se observar, a propulsão baseada inteiramente em propelentes híbridos tem sido colocada em prática em importantes projetos, num contexto de exploração de nichos. Outras oportunidades se apresentam notadamente no que concerne a veículos lançadores de satélites de pequeno porte.

A Universidade de Brasília (UnB), por meio do Grupo de Propulsão Híbrida (*Hybrid Propulsion Team*) foi pioneira no Brasil no desenvolvimento de motor foguete a propulsão híbrida. O grupo desenvolve e testa motores a propelentes híbridos desde o ano 2000, e desde então vem aprimorando os estudos nessa área (Viegas e Salemi, 2000, Santos *et al.*, 2004; Almeida e Santos, 2004, Contaifer, 2005 e Bertoldi, 2007).

Recentemente, num acordo de cooperação da UnB com Dnipropetrovsk National University (DNU) da Ucrânia, foram produzidas algumas dissertações de mestrado na área espacial. Neste grupo, destaca-se o trabalho de Da Cás (2013) onde o autor projetou um veículo lançador de microsatélite empregando algoritmos de otimização multivariável e multidisciplinar. Tal ferramenta produziu um veículo lançador inteiramente baseado em propulsão híbrida capaz de colocar microsatélites em órbita baixa.

Assim, este trabalho objetiva realizar avanços na pesquisa de propelentes híbridos desenvolvidos pela UnB. Neste trabalho foi desenvolvida uma matriz inédita de combustível sólido a ser empregada em foguetes a propelentes híbridos. Como requisito principal, este combustível apresenta melhorias na sua qualidade estrutural, do propelente sólido, principalmente no quesito dureza. Adicionalmente, este combustível apresenta melhores valores de taxa de regressão, na medida em que possui oxigênio na sua matriz. Para isso, valeu-se de uma cera vegetal que foi adicionada a parafina fóssil em proporções adequadas, obtendo-se uma matriz sólida homogênea, com desempenho superior a parafina inteiramente fóssil.

A partir da identificação, caracterização e avaliação química e física de um polímero derivado de cera vegetal (denominada parafina alternativa) pôde-se chegar a uma proporção ideal de combustível sólido a ser empregado em motores híbridos. Para isso, foram fabricados vários grãos, em diferentes proporções de cera vegetal e parafina fóssil até que se atingisse a qualidade estrutural desejável, sem comprometimento da taxa de regressão do combustível sólido. A adição desta cera também eleva a temperatura de fusão do combustível sólido. Este fator é relevante em aplicações militares.

Por meio de testes estáticos, foi possível mensurar valores de taxa de regressão e empuxo do motor operando com os grãos fabricados e comparar com os valores usuais, abrindo espaço para uma nova gama de combustíveis e/ou aditivos a serem empregados em motores a propelentes híbridos.

2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.1 SISTEMAS PROPULSIVOS

Sistemas de propulsão de foguetes podem ser classificados de acordo com a fonte de energia; a função básica (fase de reforço, sustentador, controle de atitude, manutenção de órbita da estação, etc.); o tipo de veículo (aeronave, míssil, decolagem assistida, veículo espacial); tamanho; tipo de combustível; tipo de construção ou número de unidades de propulsão de foguetes utilizados num dado veículo. Podem-se classificar também os sistemas de propulsão pelo método de produção de empuxo. A seguir, alguns exemplos dos tipos mais utilizados de propulsão:

- **Propulsão a gás frio:** utilizada por apresentar a vantagem de ser menos prejudicial ao meio ambiente e operar com um sistema relativamente simples. Porém, apresenta baixo desempenho se comparada com sistemas que utilizam uma reação química para início da queima. A principal aplicação é controle de altitude e de transferência de órbita secundária. Esse sistema de propulsão utiliza energia pré-armazenada de um gás comprimido para produzir empuxo.
- **Foguete a propelente líquido:** esse tipo de foguete armazena o combustível e o oxidante em tanques e os transferem para uma câmara de combustão em que a energia é liberada

por meio de reações químicas. Nos casos de decomposição química, apenas um líquido reage, formando o sistema de propulsão denominado monopropelente. A principal vantagem na utilização desse sistema é que ele possui melhor desempenho entre os sistemas químicos convencionais e a modulação do empuxo pode ser controlada, entretanto, é um sistema bastante complexo e caro.

- **Foguete a propelentes sólidos:** os propelentes são armazenados na câmara de empuxo do motor e misturados antes do lançamento. Os produtos da reação química geralmente são tóxicos e perigosos, já que, iniciada a reação, o operador não consegue cessá-la.
- **Foguete a propelentes híbridos:** esse sistema utiliza geralmente oxidante no estado líquido e combustível no estado sólido, armazenado na câmara de combustão. O oxidante líquido ou gasoso é alimentado por meio de sistema similar aos dos foguetes a propelentes líquidos convencionais. O combustível sólido vaporiza com o calor proveniente do processo de combustão e se mistura com o vapor do oxidante para produzir combustão. Os gases aquecidos são ejetados através de um bocal. São mais simples que os foguetes que utilizam propulsão líquida, podem fornecer impulso específico maior que os dos propelentes sólidos, comumente mais seguros e menos tóxicos. A principal desvantagem é o menor desempenho em termos de baixa densidade de empacotamento quando comparado aos bipropelentes líquidos e a baixa taxa de regressão quando comparadas a propelentes sólidos
- **Foguetes a Propelente Nuclear:** esse sistema é semelhante ao de propulsão líquida monopropelente, já que um único propelente, geralmente hidrogênio, é aquecido diretamente em um trocador de calor produzido por reação de fissão nuclear. Em seguida, os gases aquecidos são expandidos em um bocal. Apesar de ser sistema complexo e apresentar bastante divergência política, esse tipo de foguete possui alto desempenho com relação ao impulso específico e nível de empuxo. [Contaifer, 2009]

A figura 2.1 mostra esquematicamente os métodos de propulsão utilizados em foguetes.

Na tabela 2.1 é mostrado o impulso específico que é a quantidade de impulso que pode ser produzida usando uma unidade de combustível. Essa é a característica que determina a velocidade máxima que pode ser obtida pelo foguete e duração em tempo de combustão médio do método.

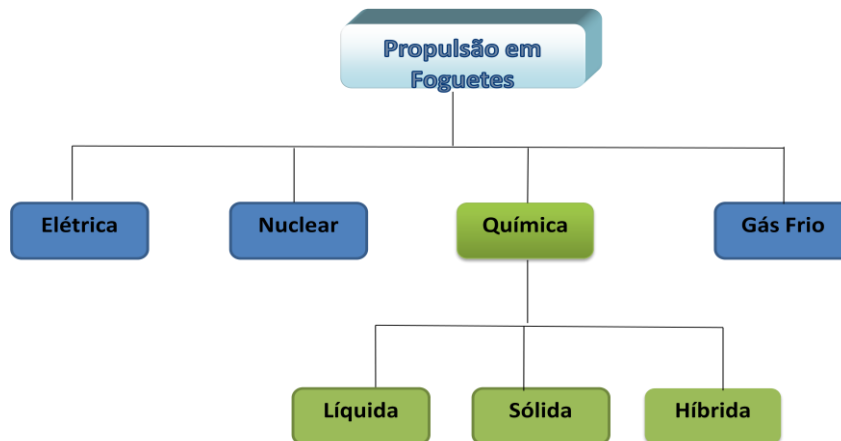


Figura 2.1: Métodos de Propulsão em foguetes

Fonte: Space Propulsion Group, Inc. Karabeyoglu, com modificações(2008)

Propulsão	Impulso específico (segundos)	Duração
Química- Sólida ou Líquida bipropelente.	200-410	Segundos a poucos minutos
Química- Líquida monopropelente	180-223	Segundos a Minutos
Fissão nuclear	500-860	Segundos a Minutos

Tabela 2.1: Métodos de Propulsão Convencionais

fonte: Sutton, G.P.; BiBlarz, O.; Rocket Propulsion Elements (2001) (com modificações)

Na tabela 2.2 são mostradas as comparações e vantagens no uso dos motores de propulsão híbrida em relação ao uso de propelentes sólido e líquidos.

Comparação em relação a	Sólidos	Líquidos
Simplicidade	-Quimicamente mais simples -Resistente ao processamento de erros	-Mecanicamente mais simples -Tolerante a erros de fabricação
Segurança	-Risco de explosão química reduzido -Possibilidade de abortar a missão	-Redução dos riscos de incêndios -Menos propensos a erros durante as partidas
Desempenho relacionado	-Otimização/ capacidade de reiniciar -Melhor impulso específico no desempenho	-Maior densidade de combustível -Fácil inclusão de aditivos sólidos
Outros	-Reduz o impacto ambiental	-Reduz o número de quantidade de líquidos
Custo	-Espera-se redução de custos de desenvolvimento e recorrentes	

Tabela 2.2: Vantagens dos Híbridos

fonte: Space Propulsion Group, Inc - Karabeyoglu (2008), com modificações

2.2 ESTUDOS ENVOLVENDO COMBUSTÍVEIS EM MOTORES HÍBRIDOS

Chiaverini *et al.* (2000) investigaram a taxa de regressão do combustível sólido polibutadieno hidroxilado (HTPB) queimando com oxigênio. A geometria do motor híbrido era em escala de laboratório e permitia um sistema de radiografia obter dados da taxa regressão instantâneos do combustível sólido em qualquer posição axial. Foi observado que a taxa de regressão exibiu grande dependência da posição axial. Nesse estudo foi observada, ainda, significativa influência da radiação térmica em níveis baixos de fluxo de massa; e a taxa de regressão também foi afetada pela adição de pó de alumínio ativado. De acordo com os autores, a adição de 20% de peso de alumínio ativado no HTPB aumenta 70% o fluxo de massa do combustível em relação ao HTPB puro. Uma correlação para a taxa de regressão com as condições operacionais e geometria da porta foi produzida para o HTPB puro e HTPB carregado com certas frações de alumínio ativado

George *et al.* (2001) realizaram investigações experimentais sobre o incremento da taxa de regressão do HTPB em motores de foguete a propelente híbrido dopando o combustível sólido com perclorato de amônia e alumínio. Verificaram que reduzindo o diâmetro da porta e adicionando o metal há um incremento na taxa de regressão, no entanto, o efeito devido à adição de alumínio mostrou-se mais significativo.

Karabeyoglu *et al.* (2004) identificaram uma classe de combustíveis de parafina que queimam com alta taxa de regressão e propõem um modelo de queima. O beneficiamento envolve o uso de material que forma fina camada líquida hidrodinamicamente instável na superfície, em fusão do combustível.

Em 2004, a *Lockheed Martin Space Systems Company*, em conjunto com a Universidade de Stanford, seguindo as pesquisas de Karabeyoglu *et al.* (2004) lançaram dois foguetes de sondagem de 101,6 mm de diâmetro externo baseados em tecnologia híbrida e utilizando o par propelente parafina-óxido nitroso - N_2O .

Santos *et al.* (2004) realizaram investigações experimentais de motores híbridos à base de parafina, com empuxo da ordem de 200 N, utilizando oxigênio gasoso e N_2O como oxidante. Os resultados obtidos mostraram o melhor comportamento da parafina em comparação ao polietileno.

Lacava *et al.* (2004) avaliaram o desempenho de sistemas de injeção *pressure-swirl* para turbinas a gás e motores de foguetes a propelente líquido, sugerindo um processo de manufatura e a forma de validação desse tipo de injetor.

Almeira *et al.* (2005) projetaram, lançaram e construíram dois protótipos híbridos utilizando par propelente parafina-óxido nitroso. Acredita-se que esses foram os primeiros lançamentos de foguetes híbridos à base de parafina na América Latina.

Lyne *et al.* (2005), devido a preocupações ambientais em relação à contaminação de alimentos e água no subsolo por combustíveis de foguetes, deram os primeiros passos na Universidade do Tennessee no desenvolvimento de combustíveis bioderivados para foguetes híbridos. Em seus esforços incluíram testes, bem-sucedidos, com parafina e cera de abelha.

Chang *et al.* (2005) desenvolveram técnicas para aumentar a taxa de regressão do combustível sólido em motores de foguetes a propelente híbrido. E o fizeram por meio da dopagem do combustível com redes metálicas e promovendo ranhuras no grão combustível de polimetilmetacrilato de forma a gerar um efeito de *swirl* na superfície de queima. Seus resultados mostraram que, para as condições utilizadas em sua pesquisa, a dopagem do combustível com redes metálicas trouxe efeitos negligenciáveis sobre a taxa de regressão, no entanto, a aplicação do efeito de *swirl* se mostrou método mais efetivo de incremento da velocidade da queima.

Carmicino *et al.* (2005) realizaram testes para investigar a influência da injeção do oxidante sobre o comportamento da taxa de regressão do combustível sólido dos foguetes a propelentes híbridos.

Contaifer (2006) projetou e lançou o foguete SD-1 cujo motor era propulsionado à base do par propelente parafina-N₂O. O protótipo que desenvolveu altitudes em torno de 5.000 m continha computador de bordo e sistema de recuperação.

Gouvêa (2007) realizou investigação teórico-experimental do emprego do par parafina-peróxido de hidrogênio (H₂O₂) como propelente em motores híbridos. Determinou, por meio de um código computacional de equilíbrio químico, as características propulsivas dos propelentes. A partir de uma análise de distribuição de massa mostrou a viabilidade do lançamento via aeronave de foguete de multiestágios para a colocação de satélites em órbita. Ao final, demonstrou a tecnologia operando propulsor de 70 N baseado no par parafina-H₂O₂.

Bertoldi (2007) avaliou experimentalmente a queima de parafina e óxido nitroso em motores híbridos de cerca de 250 N, desenvolvendo uma relação para a taxa de regressão baseada no fluxo total de massa e na posição axial da porta de combustão.

Sakay e Araújo (2009) construíram um bancada experimental para medição da variação de empuxo em foguetes híbridos.

Da Cás e Vilanova (2011) realizaram um estudo técnico para a utilização de motor de reentrada, baseado em tecnologia de propelentes híbridos.

Muitos desafios ainda existem no desenvolvimento e na performance da propulsão dos foguetes híbridos. Chiaverini *et al.*(2007) afirmaram que esses desafios podem ser divididos em três áreas: 1) continuação do desenvolvimento de combustíveis energéticos e oxidantes ao adquirir melhor conhecimento e compreensão do comportamento de sua ignição e combustão; 2) melhorias no projeto e operação altamente confiável para motores de foguete híbrido com grandes flexibilidades operacionais; 3) obtenção de apoio forte e contínuo dos fabricantes de foguetes a propulsão e de gestores de programas a fim de reconhecer a importância e vantagens desse tipo de sistema de propulsão.

2.3 MOTORES HÍBRIDOS E COMBUSTÍVEL SÓLIDO

Os motores de foguetes a propelente híbrido foram desenvolvidos inicialmente em 1930, com o programa espacial russo, porém não tiveram tanta atenção quanto os foguetes a propulsão sólida ou líquida. Somente a partir da década de 1970, os Estados Unidos desenvolveram pesquisas com motores híbridos.[Almeida, 2005]

Apesar de haver muitos componentes em comum com os foguetes a propelentes líquidos ou sólidos, os foguetes a propelentes híbridos operam de forma distinta. Em foguetes a propelente sólida (homogêneo), o oxidante e o combustível estão intimamente misturados numa única fase sólida, e a combustão ocorre quando a superfície exposta é aquecida até alcançar a temperatura de ignição. Em foguetes a propelentes líquidos, o combustível e o oxidante no estado líquido são misturados por meio de sistema de injeção, formando mistura combustível dentro de uma câmara de combustão. Busca-se, em geral, nesse caso, mistura uniforme entre o oxidante e combustível ao longo da câmara de combustão. Em foguetes híbridos, a queima se dá por um processo de difusão turbulenta macroscópica, de forma que a razão oxidante/combustível varia, em geral, ao longo da câmara de combustão e ao longo do tempo (Altman e Holzman, 2007).

A Figura 2.2 mostra um esquema de um foguete híbrido onde o oxidante é injetado e passa pela porta de combustão. Exibe também a chama de difusão turbulenta que se estabelece entre o escoamento central e a parede do grão que regride devido à evaporação e queima da parafina sólida.

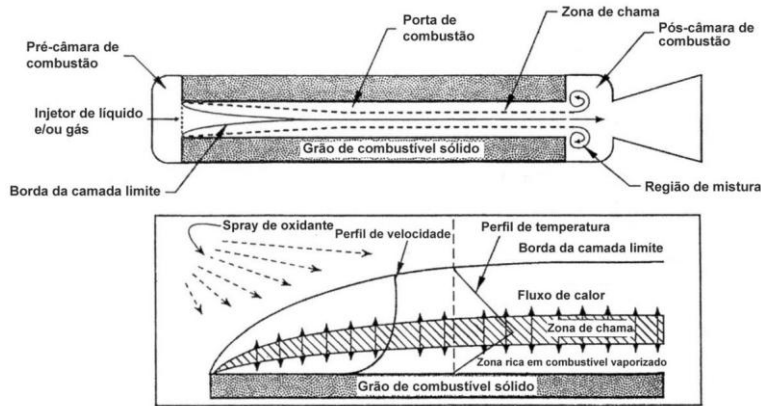


Figura 2.2Esquema de propulsor híbrido clássico e modelo de combustão no interior do grão.
Fonte: Chiaverini e Kuo (2007), com modificações.

Com o passar do tempo e com pesquisas buscando por meios propulsivos mais seguros, menos complexos e com bom nível de controle, principalmente a procura por propelentes pouco tóxicos e poluentes, conhecidos por *green propellants*, verificou-se que há várias vantagens no uso de foguetes com motor híbrido em relação aos foguetes que usam combustíveis sólidos ou líquidos, principalmente quanto à segurança dos sistemas híbridos, que vem do fato de o combustível sólido e o oxidante líquido estarem fisicamente separados e armazenados em fases distintas; utilizando apenas um tanque, em contraste ao propulsor líquido bipropelente que utiliza mais tanques e aos propulsores sólidos que utilizam grãos sólidos como propelente, susceptíveis a rachaduras e imperfeições.[Contaifer, 2009]

Por possuírem apenas contato superficial durante a reação, os motores híbridos não geram efeito cadeia de reações químicas tampouco alteração de pressão da câmara. Dessa forma, o descontrole da queima ou acidentes é evitado. Outra característica importante é a independência da taxa de regressão com a pressão de câmara, o que torna sistemas híbridos mais seguros. Os combustíveis utilizados em motores híbridos são, em sua maioria, atóxicos e não perigosos, gerando produtos menos poluentes, ou seja, os fatores de busca por *green propellants*, em conjunto com necessidades de segurança de operação, armazenamento, redução de custos das missões e interesse pelo lançamento de pequenas cargas ou pequenos satélites, tornaram mais atrativos os foguetes que utilizam propulsão híbrida.[Gouvêa,2007]

Os motores híbridos são mais confiáveis para a fabricação, manuseio, transporte e armazenamento, já que dispensam a necessidade de utilizar dois tanques. E oferecem a possibilidade de controle, podendo iniciar, parar e reiniciar a queima do sistema propulsivo de forma relativamente simples e conforme a necessidade, facilitando ajustes e correções de trajetória. O sistema híbrido possui ainda a vantagem de emitir menos poluentes na atmosfera.[Gouvêa,2007]

Pela versatilidade dos propelentes disponíveis, os foguetes híbridos podem ser utilizados para várias aplicações em que os demais foguetes também são empregados. A grande faixa de

desempenho e a possibilidade de controle de empuxo, interrupção da queima e demais reações contam muito para que os foguetes híbridos cada vez mais ganhem espaço entre a comunidade científica. Entre as aplicações que os híbridos levam vantagem, podem-se destacar os foguetes de sondagem para medidas e testes em grandes altitudes, pois possuem campo de aplicação vasto; unidades de força auxiliar que são geradores de gás para diversas aplicações como alimentar turbinas, gerar gás quente (podendo ser ricos em combustível ou em oxidante), tochas; foguetes táticos em que há a possibilidade de controle do empuxo, que permite impulsionar ou manter a velocidade dependendo da demanda, isso não é facilmente atingível com foguetes a propelentes sólidos; motores para aplicações no espaço, pois, com a capacidade de controle do empuxo, interrupção e reacionamento da queima, são características desejáveis para o posicionamento e inserção de satélites em órbita. O uso de motores adicionais híbridos permite aumento do empuxo com controle de aceleração. Os maiores motores foguetes híbridos testados apresentavam cerca de 1100 kN de empuxo. Foram construídos por duas organizações: a American Company Rocket (AMROC), nos anos 90, e o consórcio formado pela Lockheed, Chemical Division (CSD) e Thiokol (ATK), durante os anos de 2000 a 2002. Esses motores utilizavam oxigênio líquido e HTPB como propelentes. [Contaifer, 2009]

Segundo Humble *et al.* (1995), Moore, G.E. (1956) e Sutton (1992), algumas características citadas abaixo indicam as vantagens e desvantagens dos foguetes a propulsão híbrida. Dentre as vantagens, destacam-se:

- 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 bipropelentes, porque apenas um dos combustíveis necessita de sistema de injeção, bombas e tanques;
- Sua simplicidade em geral leva a maior confiabilidade, tanto em relação aos sistemas sólidos quanto aos líquidos bipropelentes;
- Desempenho e segurança não são afetados por pequenas falhas ou rachaduras no grão propelente, pois em motores híbridos a pressão de câmara é proporcional à taxa de injeção do oxidante e não à área superficial do grão exposta à chama;
- O controle sobre a injeção do oxidante fornece a possibilidade de controle de empuxo, além de ligar e desligar o motor como desejado;
- A combustão se dá de forma estável, não ocorrendo grandes picos de pressão;
- Os combustíveis são considerados atóxicos e não perigosos, gerando comumente produtos menos poluentes que outros sistemas.

Dentre as desvantagens podem-se destacar:

- 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.

Previstos para serem utilizados em veículos lançadores de satélite, mísseis táticos e foguetes de sondagem, atualmente os motores híbridos estão sendo usados em substituição de *boosters* sólidos e em veículos suborbitais tripulados.[Bertoldi,2007]

O principal motivo que desestimulava a pesquisa e desenvolvimento de foguetes com propelentes híbridos era a baixa taxa de regressão do combustível sólido, taxa que mede a velocidade radial de queima do grão combustível.

A taxa de regressão do combustível sólido pode ser mensurada pelo aumento do raio da porta de combustão durante a queima. A taxa de regressão é diretamente proporcional à taxa de queima, gerando melhor desempenho do foguete. A justificativa é que quanto maior a taxa de regressão, maior a quantidade de combustível consumido, o que gera aumento na vazão mássica de propelentes no bocal de exaustão dos gases, melhorando o empuxo e a eficiência do motor.[Bertoldi,2007]

Os combustíveis tradicionalmente usados em motores híbridos são os polímeros: polibutadieno hidroxilado - HTPB, polietileno-PE e policloreto de vinila - PVC, sendo o HTPB o mais utilizado. Estudos de Luchini, C. *et al.* (1996) usaram hidrocarbonetos como aditivos no polímero, com o objetivo de aumentar a taxa de regressão. A justificativa para a utilização desses compostos seria que os aditivos contêm apenas átomos de carbono e hidrogênio, possuem menor energia de vaporização e não interferem na polimerização. Porém os estudos não foram bem-sucedidos. [Santos,2009]

Nas figuras a seguir são mostradas as fórmulas estruturais, referente às disposições dos átomos dos polímeros tradicionalmente usados como combustível sólido.

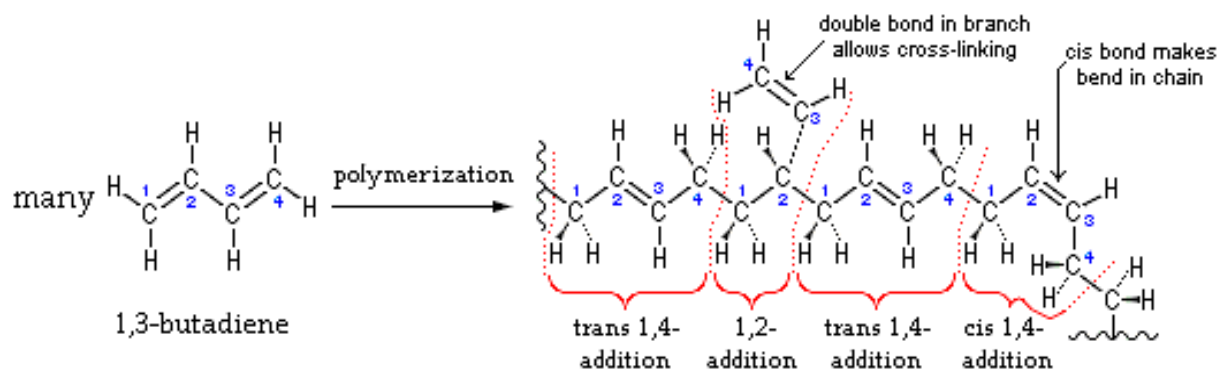


Figura 2.3:Fórmula Estrutural do polibutadieno hidroxilado HTPB fonte: Wikipedia



Figura 2.4: Fórmula Estrutural do polietileno – PE
 fonte: Google imagens

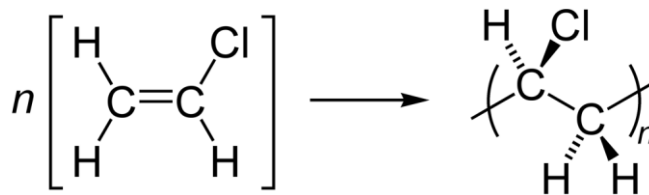


Figura 2.5: Fórmula Estrutural do policloreto de vinila PVC
 fonte: Google imagens

Propulsores híbridos usando combustíveis convencionais (PE, HTPB) apresentam nível de empuxo relativamente baixo, devido às baixas taxas de regressão (taxas de queima) do grão de combustível, tornando necessário o uso de grande número de portas no grão. Karabeyoglu *et al.* (2003) mostraram as seguintes desvantagens do uso de grãos com várias portas de combustão (multiporta): [Santos,2009]

- Grandes frações do combustível permanecem não queimadas e não são usadas para propulsão;
- Problemas de integridade do grão no fim da queima quando a espessura entre os furos (*web thickness*) é muito pequena, tornando o grão suscetível a falha estrutural (suportes podem ser usados para resolver o problema, entretanto eles aumentam a massa e a complexidade do sistema);
- Fabricação de grãos multiporta é mais difícil e tem maior custo quando comparados a grãos monoperfurados;
- Necessidade de injetores múltiplos ou de câmara de pré-combustão;
- Possibilidade de queima não uniforme entre as portas.

Com isso, novos pares combustíveis/oxidantes estão sendo testados, visando obter maiores taxas de regressão e gerar maiores empuxos, fazendo o uso de grãos com apenas uma porta de combustão (monoperfurados).

Ainda na tentativa de aprimorar a taxa de regressão utilizando HTPB, Chiaverini *et al.* (2000) investigaram a transferência de calor e aumento da taxa de regressão utilizando dopagem metálica, adicionando aos grãos combustível pó de alumínio. Com estudos sendo realizados nessa linha de dopagem metálica, foi descoberto que os metais da família 13 da tabela periódica especialmente alumínio e boro são mais efetivos e possuem melhor aumento na taxa de queima, devido ao acréscimo de energia liberada pela oxidação de nano partículas adicionadas ao grão.

Karabeyoglu *et al.* (2004) identificaram uma classe de combustíveis à base de parafina que possuem taxa de regressão entre três e quatro vezes maior que a dos combustíveis geralmente utilizados. O progresso implica a utilização de parafina líquida, formando fina camada líquida, de baixa tensão superficial e viscosidade, se tornando hidrodinamicamente instável na superfície em fusão do combustível. Isso ocorre pelo fato de os combustíveis estarem separados fisicamente e os motores híbridos operarem com configuração heterogênea na camada limite. Gotas do combustível se desprendem da camada líquida formada na superfície do grão combustível e reagem no escoamento central. A camada da parafina que vaporiza na superfície do líquido queima na chama de difusão próxima ao combustível. Os efeitos da chama de difusão, formação de gotas e as ondas formadas no filme líquido são acumuladas e implicam o aumento da taxa de regressão.

Essa camada líquida foi chamada de *entrainment*, e pela patente US nº 6,684,625 B2 sua razão pode ser calculada seguindo a fórmula:

Razão do *entrainment* das gotas de líquido

$$\dot{r}(ent)^{\tau} \approx ((C_{lf} P_l d)^{\tau} a h \beta^{\tau} \beta) / (\mu^{\tau} \gamma \sigma^{\tau} \pi) \quad [2.1]$$

Para um ponto de fluxo mássico $G = \rho_g u_g$, onde ρ_g é a média da densidade do gás e u_g é a média da velocidade do gás e a pequena altura da camada de líquido formada na superfície do combustível, em que o valor do ponto de fluxo da massa e a espessura satisfazem a relação $G^{1.6} h^{0.6} \geq a_{onset}$; Sendo a_{onset} o parâmetro inicial do *entrainment* é dado por :

$$a_{onset} = 1.05 \times 10^{-2} \left(\frac{\rho_g^{1.2}}{\rho_l^{0.2}} \right) \frac{1}{((C_{fref} C_{Bl})^{0.8} \left(\frac{1}{\mu_g} \right) \sigma \mu_l^{0.6}} \quad [2.2]$$

A instabilidade dessa camada é induzida pelo escoamento de oxidante gasoso que proporciona o descolamento e a entrada de gotículas de combustível na corrente gasosa, aumentando consideravelmente a taxa de transferência de massa de combustível, como mostra a Figura 2.5.

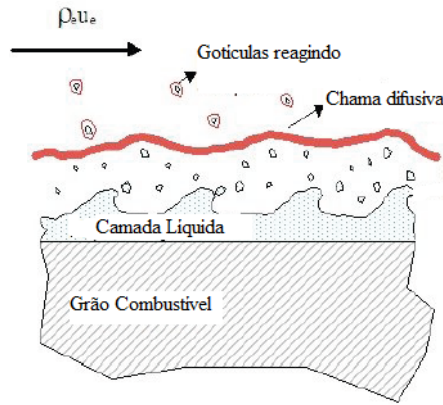


Figura 2.6: Mecanismo de carregamento de massa da camada limite
 Fonte: Space Propulsion Group, Inc -Karabeyoglu (2008), com modificações

Esse mecanismo funciona como sistema de injeção de spray contínuo distribuído ao longo da superfície de queima. Uma vez que a transferência de gotículas não é limitada pela transferência de calor por difusão da zona de combustão para o combustível, esse mecanismo pode levar à taxa de regressão maior do que as apresentadas por combustíveis poliméricos convencionais que dependem somente de evaporação. [Gouvêa, 2007]

Uma camada química de cisalhamento se desenvolve ao longo da superfície do combustível sólido devido à reação entre o oxidante injetado na região final do motor e as espécies de combustível decompostas termicamente (espécies pirolisadas). A reação de cisalhamento tem comportamento de camada-limite, principalmente na região anterior ao estágio completamente desenvolvido. O comportamento da camada limite na maior parte do grão de combustível sólido é turbulento. Essa turbulência é caracterizada pela alta velocidade, temperatura, e gradientes de espécies normais à superfície: massa, momentum, transporte de energia e flutuações. [Chiaverini, 2000]

Chiaverini *et al.* (2000) argumenta que próximo à superfície do combustível podem ocorrer sequencialmente, ou mesmo simultaneamente, diversos processos físico-químicos complexos, a saber:

- 1) Fusão da camada de formação por liquefação;
- 2) Quebra da cadeia de polímero e reorganização das moléculas na zona aquecida do combustível sólido;
- 3) Reações heterogêneas entre os fragmentos de polímero e oxidantes difundido por meio da chama de difusão gasosa;
- 4) Deslocamento da superfície de dessorção dos fragmentos de polímeros e difusão da massa, advecção (espalhamento) das espécies de combustível pirolisadas na direção transversal para a camada de cisalhamento;
- 5) Formação de ondulações da superfície e saliências, devido à interação do fluxo de cisalhamento com material de superfície de pirólise.

Devido à perda de massa e mecânica de compressão/descompressão associada à variação de pressão da câmara, a taxa de regressão de superfície é afetada por esses processos físico-químicos complexos. Isso poderia ser uma das razões pelas quais o sistema de propulsão híbrida não foi completamente desenvolvido.

Há ainda uma lista de considerações a serem seguidas com a finalidade de aumentar a eficiência de combustão e melhorar a utilização da razão combustível/oxidante em motores de foguetes híbridos. Dentre elas destacam-se:

- 1) Caso o oxidante líquido seja utilizado, os padrões de injeção desse oxidante deve ser bem conhecido e controlado para ser compatível com a estrutura geométrica do grão de combustível;
- 2) Os sistemas de ignição devem ser adequadamente projetados para líquidos oxidantes a fim de reagir de forma eficiente com o combustível sólido. Seu impacto sobre o desempenho deve ser considerado no projeto do sistema de propulsão;
- 3) A geometria do grão deve ser considerada a fim de que seja a mais adequada para o processo de combustão, melhorando a cinética dos gases envolvidos na reação. [Sutton, 1992]

2.4 PROCESSOS DE COMBUSTÃO NOS FOGUETES HÍBRIDOS

Kuo *et al* (2007) relatam que existem numerosos processos físico-químicos que ocorrem na câmara de combustão, que consiste de uma câmara de vaporização na extremidade dianteira, uma seção de combustível sólido de grãos e uma câmara traseira de mistura ligada ao bocal de saída.

A câmara de vaporização é às vezes chamada de câmara de pré-combustão e a câmara traseira de mistura é também chamada de câmara de pós-combustão.

Uma reação química de fluxo de cisalhamento se desenvolve ao longo da superfície do combustível sólido, devido à reação entre o oxidante injetado na região final do motor e os fragmentos das espécies pirolisadas de combustível.

A reação do fluxo de cisalhamento possui comportamento da camada limite, especialmente na região anterior da estação completamente desenvolvida. O comportamento da camada limite na maior parte do grão de combustível sólido é turbulento. Essa turbulência é caracterizada pelas altas velocidades, temperatura e gradientes de espécies normais à superfície: massa, momentum, transporte de energia e flutuações.

Há uma lista envolvida nos processos que ocorrem em cada componente principal dos motores de foguete híbridos:

Câmara de pré-combustão:

- a) Injeção de material pirofórico ou atuação de dispositivo de ignição;
- b) Atomização do oxidante líquido por spray;
- c) Calor térmico e pirólise do combustível sólido;
- d) Pressurização rápida da câmara no início da inflamação devido à descarga de ignição;
- e) Supressão de uma fração da superfície de combustível causada por choque nas ligações dos líquidos frios e gotículas;
- f) Avanço da frente de pirólise sobre todas as superfícies expostas de combustível e de chama de fixação perto de determinados locais;
- g) Penetração de fluxos de oxidante líquido vaporizado e nas portas do grão combustível sólido;
- h) Regressão da superfície do combustível devido à pirólise e variações de contorno;
- i) Combustão do combustível vaporizado em ambiente rico de oxidante.

Seção do grão combustível sólido:

- a) Aquecimento térmico e pirólise do combustível sólido;
- b) Dessorção de fragmentos de polímeros a partir das superfícies de combustível pirolisado;
- c) Difusão das espécies de combustível fragmentados em direção à zona de chama;
- d) Formação da camada limite como fluxo de cisalhamento próximo às regiões da superfície do grão combustível sólido;
- e) Difusão do oxidante não queimado para as superfícies do combustível e envolvimento de reações heterogêneas;
- f) Propagação da frente de pirólise sobre as superfícies expostas de combustível;
- g) Regressão da superfície de combustível devido ao aquecimento da chama de difusão;
- h) Aumento do fluxo de massa axial ao longo da porta do grão combustível devido à adição de massa;
- i) Aceleração do fluxo de massa em direção axial e, como a área da porta aumenta, há redução do fluxo de massa no estágio seguinte;
- j) Deformação de grãos em resposta a eventuais forças desbalanceadas devido ao início da ignição;
- k) Não uniformidade de queima nas portas não circulares do grão multiportas;
- l) Encaminhamento para o fim da queima;
- m) Atenuação ou amplificação de quaisquer perturbação de combustão ou ondas de instabilidade;
- n) Potencial de ejeção de resíduos não queimados.

Câmara de pós-combustão:

- a) Mistura de jatos de água a partir da porta de combustível sólido;
- b) Aquecimento do material de isolamento térmico;

- c) Continuação das reações químicas entre quaisquer combustível e espécies oxidantes que não reagiram;
- d) Produtos gasosos esgotados, fuligem e qualquer outra partícula na fase condensada da tubeira;
- e) Amortecimento ou amplificação de distúrbios de combustão ou ondas de instabilidade; f) erosão da garganta da tubeira.

2.5 PROPELENTES UTILIZADOS NOS MOTORES HÍBRIDOS

O primeiro esforço significativo no desenvolvimento de foguete híbrido foi realizado em meados dos anos 1940 pela Pacific Rocket Society (Sociedade foguete Pacífico) quando foi empregado oxigênio líquido (LOX) em conjunto com outros materiais combustíveis tais como madeira, uma cera carregada com negro de fumo, e, finalmente, um combustível à base de borracha. Na configuração inicial registrada, foi usado um bico no qual foi embebido em uma solução de cloreto de zinco e amônio, com o objetivo de tornar essa mistura resistente ao calor. A Sociedade passou por mais 19 projetos antes de finalmente chegar ao XDF-23, que utilizou configuração mais prática, contendo LOX combustível à base de borracha e uma liga de alumínio. O foguete voou em junho de 1951, atingindo altitude estimada de 30.000 pés.[Bertoldi, 2007]

Devido às características de um foguete híbrido, os combustíveis e oxidantes testados excedem muito os utilizados em foguetes líquidos e sólidos. O panorama de propulsores disponíveis é expandido devido às duas fases estarem disponíveis. O foguete híbrido clássico contendo combustível sólido inerte e oxidante líquido tem o maior estoque de propulsores, enquanto que o híbrido inverso é mais restrito. Isso porque oxidantes sólidos adequados são limitados em número, geralmente cristalinos, e difíceis de serem fundidos e estocados por causa de limitações de propriedades mecânicas.[Kuo,2007]

Outras combinações de propelentes foram testadas, e podem ser visualizadas na tabela 2.2, a seguir

Combustível	Oxidante	O/F	Nível do mar I_{sp} , s	C^* , ft/s
HTPB	LOX	1.9	280	5972
PMM(C ₅ H ₈ O ₂)	LOX	1.5	259	5449
HTPB	N ₂ O	7.1	247	5264
HTPB	N ₂ O ₄	3.5	258	5456
HTPB	FLOX(OF ₂)	3.3	314	6701
Li/LiH/HTPB	FLOX(OF ₂)	2.8	326	6950
PE	LOX	2.5	279	5877

PE	N ₂ O	8.0	247	5248
PARAFINA	LOX	2.5	281	5920
PARAFINA	N ₂ O	8.0	248	5268
PARAFINA	N ₂ O ₄	4.0	259	5469
HTPB/Al(40%)	LOX	1.1	274	5766
HTPB/Al(40%)	N ₂ O	3.5	252	5370
HTPB/Al(40%)	N ₂ O ₄	1.7	261	5509
HTPB/Al(60%)	FLOX	2.5	312	6582
CELULOSE	GOX	1.0	247	5159
CARBONO	AR	11.3	184	4017
CARBONO	LOX	1.9	249	5245
CARBONO	N ₂ O	6.3	236	4992

Tabela 2.3: Desempenho de propelentes híbridos , $P_c= 500$ psia e $P_e= 14.7$ psia
Fonte: Fundamentals of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion P. 9, com modificações.

Os propelentes criogênicos sólidos de alto desempenho têm valores I_{SP} apenas ligeiramente menor do que os não criogênicos homólogos no estado líquido, pois o calor de fusão é pequeno em relação ao calor de combustão. A combinação que mais se assemelha a propelente líquido LOX/querosene é o híbrido LOX/parafina seguido de LOX/HTPB. Madeira, que é aproximada por celulose, mostra desempenho satisfatório com oxigênio gasoso (GOX). Como esperado, a combinação de mais baixo desempenho é carbono/ar, devido à diluição do oxigênio por nitrogênio.[Gouvêa, 2007]

2.6 TAXA DE REGRESSÃO

Karabeyoglu *et al* (2004) desenvolveram fórmula para medir a taxa de regressão utilizando uma média de taxas de regressão para foguetes híbridos. Uma série de dados em escala superior foi realizada, porém os resultados estão de acordo com testes laboratoriais de baixo fluxo de massa realizados na Universidade de Stanford.

O processo de combustão do foguete híbrido é de difusão limitada, tornando a taxa de regressão do combustível dependente principalmente do fluxo de massa.

[Karabeyogly, 2004]

Na prática, o sistema híbrido requer o estudo completo da dependência da taxa de regressão sobre o fluxo de massa e outros parâmetros operacionais, tais como pressão e comprimento de grãos. Essa relação funcional é comumente referida como a "lei de velocidade de regressão", e

cada combinação de propulsor tem a sua taxa de regressão única devido às diferenças nas propriedades termofísicas e termoquímicas dos componentes do propelente. [Bertoldi,2007]

Devido à falta de fidelidade nos modelos de combustão atualmente disponíveis para os foguetes híbridos, uma determinação teórica exata da lei de regressão baseada nas propriedades fundamentais dos propulsores ainda não é possível. No entanto, há teorias que podem prever a forma da dependência da taxa de regressão sobre as propriedades do sistema. Por isso, o objetivo dos estudos do grupo de Karabeyoglu foi desenvolver expressões de espaço-tempo para taxas de regressão médias a partir da equação clássica da taxa de regressão instantânea local, no formato de lei de potência. Os expoentes de fluxo de massa e da distância axial são mantidos como parâmetros livres para preservar a generalidade nas fórmulas derivadas.[Bertoldi,2007]

Não existe uma teoria universalmente aceitável e altamente precisa para prever a taxa de regressão local de um grão de combustível híbrido, num dado instante da operação do motor. A maioria dos modelos completos desenvolvidos até hoje são a teoria de difusão clássica limitada (Marxman) e as relações semi-empíricas (Chiaverini). Por questão de simplicidade, foi utilizada a teoria clássica como a linha de base das derivações. Resultados semelhantes podem também ser obtidos usando Chiaverini.

De acordo com a teoria da difusão limitada desenvolvido por Marxman (1964), a velocidade instantânea de recessão local do combustível híbrido pode ser expressa como uma lei de potência em termos de fluxo de massa local, e axial da posição na porta.

$$\dot{r} = aG^n \quad [2.3]$$

Os valores clássicos para o fluxo de massa e comprimento expoentes são 0,8 e -0,2, respectivamente. Esses valores são originários da transferência de calor da turbulência da camada limite, e os argumentos foram determinados para uma camada limite sem diluição do oxidante no fluxo livre ao longo do eixo da porta cilíndrica.[Contaifer, 2009]

Na realidade, o processo de combustão que ocorre em um foguete híbrido é mais complexo. Por exemplo, a chama de difusão que se forma sobre a superfície está de acordo com a geometria cilíndrica interna do canal de combustível e há vários outros fatores de complicação que não estão incluídos no modelo relativamente simples, tais como a variação do tamanho do grão como parâmetro de comprimento.[Contaifer,2009]

O coeficiente a , pode ser assumido como sendo constante para uma dada combinação de propelentes. Sob condições de fluxo de massa extremas ou para os sistemas carregados de metal, a expressão da taxa de regressão torna-se dependente da pressão. Nesse caso, o

coeficiente de um pode ser tomado como uma função da pressão da câmara. Para condições de operação encontradas nos motores híbridos típicos, o efeito da pressão sobre a taxa de regressão é geralmente insignificante. [Contaifer,2009]

Para simplificar o cálculo da média da taxa regressão sobre a superfície de queima do grão combustível, a taxa de regressão é assumida como constante em torno da circunferência da porta de combustão em qualquer ponto axial. Essa é uma aproximação que pode ser utilizada para as portas circulares, mas perde sua validade para as formas de porta com cantos afiados. [Contaifer,2009]

A variação espacial da taxa de regressão é estimada por meio do diâmetro inicial da porta de combustão e medidas de consumo da massa de combustível. Geralmente, a taxa de regressão do combustível sólido dos motores de foguetes híbridos pode ser dada pela equação 2.2 [Karabeyoglu,2004]

$$\bar{r} = \frac{d_f - d_i}{2t_q} \quad [2.4]$$

Em que o diâmetro final da porta (d_f) pode ser estimado pela equação 3.3, a partir da medida da variação da massa de combustível consumido. Determinando, conseqüentemente, a taxa de regressão, pois a medida direta do diâmetro final da porta de combustão fornece elevados erros devido à complexa mensuração dessa grandeza após os testes. [Karabeyoglu,2004]

$$d_f = \left[d_i^2 + \frac{4\Delta m_f}{\pi \rho_f L_g} \right]^{1/2} \quad [2.5]$$

Os principais problemas para medição da taxa de regressão média do grão de parafina são os transientes de desligamento e ignição do motor. O método de correção desenvolvido pela Universidade de Stanford é baseado em estimativa da mudança do diâmetro da porta de combustão durante o processo de transiente de decaimento do empuxo. Dessa forma, a taxa de regressão é expressa pela seguinte equação 2.4 [Karabeyoglu,2004]

$$\bar{r} = \frac{d_{vc} - d_i}{2t_q} \quad [2.6]$$

Com essa equação é possível se determinar o diâmetro da porta de combustão no início do término da medida do empuxo (d_{vc}), que é a correção proposta devido ao transiente de desligamento, e é expresso pela equação 2.5. Esta equação :

$$d_{vc} = \left(\left[(2n + 1/n) \right] (2^{n+1} / \pi^n) \tau_{fs} \cdot a \cdot \dot{m}_{ox}^{ter} \left[1 - \exp(-nt_f / \tau_{fs}) \right] \right) + d_f^{2n+1})^{1/(2n+1)} \quad [2.7]$$

Em que \dot{m}_{ox}^{ter} é a vazão mássica de oxidante no início do evento de decaimento do empuxo.

O tempo de queima t_q é definido como o tempo entre a ignição e os eventos de fechamento das válvulas, obtido por meio das curvas de pressão e empuxo.

Em todos os cálculos usados por Stanfors, usou-se a razão entre o tempo após o fechamento da válvula principal e a escala de tempo característica do sistema de alimentação como 1. Ou seja, $t_f / \tau_{fs} = 1$. Isso se deve ao fato que a taxa de regressão diminui rapidamente para valores maiores que 1, devido ao decaimento da vazão mássica [Santos,2009]

O tempo de decaimento do empuxo é tomado desde o instante de fechamento das válvulas até o completo desligamento do motor. Nesse período ainda resta bastante oxidante nas linhas, porém, nesse momento, a taxa de regressão pode ser negligenciada devido à baixa vazão mássica de oxidante. O oxidante que reside na linha ao final dos testes é o que leva ao uso da equação 2.5.[Bertoldi,2007]

A escala de tempo característica do sistema de alimentação é definida como:

$$\tau_{fs} = V_f / A_{or} C_{ox}^* \Gamma^2 \quad e \quad [2.8]$$

Onde a constante de fluxo característico é dada por

$$\Gamma = \sqrt{\gamma} [2 / (\gamma + 1)]^{(\gamma+1)/2(\gamma-1)} \quad [2.9]$$

Os valores de V_f representam o volume de oxidante transportado pelo sistema de alimentação, A_{or} , a área do orifício do sistema de alimentação e C_{ox} , a velocidade característica para o gás oxidante à pressão ambiente.

O tempo característico de esvaziamento do sistema de alimentação é estimado a partir dos dados temporais da pressão ajustando-os a uma função exponencial. Para certas condições, o tempo característico pode ser tão longo quanto o tempo nominal de queima. Desta forma, o erro que seria introduzido usando equação 2.8 é eliminado. Nesse caso, a variável temporal Tf é definida

como o tempo após o fechamento da válvula principal, quando a taxa de regressão do combustível pode ser desprezada.[Bertoldi, 2007]

A taxa de regressão do combustível sólido dos motores de foguetes híbridos apresenta como principal influência o fluxo de massa de oxidante (G_{ox}), que é função dependente da vazão mássica de oxidante (\dot{m}_{ox}) e da geometria da porta de combustão.

$$\overline{G_{ox}} = \frac{16\overline{m_{ox}}}{\pi(d_i+d_{vc})^2} \quad [2.10]$$

A vazão mássica de oxidante pode ser medida através de um orifício sônico, por um *venturi* calibrado, inserido na linha principal do oxidante, ou pela medição da massa de oxidante contida em um volume de controle ao passar pelos furos de um injetor. Para as medidas com o orifício sônico, a vazão mássica pode ser expressa como:

$$\dot{m}_{ox} = p_f A_{or} C_d / C_{ox}^* \quad [2.11]$$

Dessa forma é possível calcular a taxa de regressão média e o fluxo de massa médio de oxidante para determinado ensaio. Cada ensaio define um par de coordenadas e após uma sequência de testes é possível traçar uma curva da taxa de regressão média em função do fluxo de massa médio de oxidante. Por meio da equação 3.10 e dos pontos no gráfico se define o valor das constantes a e n , que devem ser corrigidos e aplicados novamente na equação para calcular o novo valor de d_{vc} .

$$\bar{r} = a \cdot \overline{G_{ox}}^n \quad [2.12]$$

Um novo gráfico da taxa de regressão é traçado pelo fluxo de massa de oxidante, e pela equação acima se calculam os valores das constantes a e n até que atinjam um critério de convergência. [Bertoldi, 2007]

3. MATERIAIS E MÉTODOS

Para que o grão combustível se torne desejável, é necessário que ele tenha o tamanho correto, sua estrutura seja simples, de alta performance, custo acessível e principalmente que seja seguro quanto ao seu manuseio.[Sutton,1992]

A Pólvora Negra ou Nitrato de potássio - KNO_3 , foi tradicionalmente utilizada como combustível sólido. Outros exemplos de propelentes sólidos são a mistura de perclorato de amônio e poliisobutano e, ainda, a combinação de polibutadieno hidroxilado, HTPB, (15%) e alumínio (15%), podendo ser usado também o óxido de ferro III atuando como catalisador da reação.[Sutton,1992]

Na composição do grão combustível é possível empregar como combustível a parafina usada na fabricação de velas. E por meio de reação extremamente exotérmica produzem-se gases quentes que são expelidos através de uma tubeira tornando possível a propulsão.

O combustível sólido utilizado neste trabalho foi fabricado utilizando a chamada parafina alternativa, derivada de um vegetal brasileiro. Com o objetivo de definir o material do grão que estava sendo utilizado na fabricação do combustível e ainda para assegurar o manuseio apropriado sob condições normais e de acordo com a aplicação requerida, foram realizados testes de caracterização: Solubilidade em água e em óleos naturais, realizando a dissolução a temperaturas ambiente e a temperaturas elevadas; definição de ponto de fusão; análise do espectro de infravermelho; velocidade de queima; medição da taxa de regressão.

3.1 CARACTERIZAÇÃO FÍSICO-QUÍMICA

Foram realizados no Instituto de Química da Universidade de Brasília (IQ/UnB) testes de ponto de fusão, solubilidade e infravermelho.

A determinação do ponto de fusão foi realizada em um aparelho digital modelo MQAPF- 302, ilustrado na figura 3.1. Três amostras em grão de parafina alternativa foram utilizadas.

A solubilidade em água, e em óleo de babaçu foi testada à temperatura ambiente e a temperatura de 80°C, utilizando um agitador magnético com aquecimento similar ao da figura 3.3.

A análise do infravermelho foi realizada utilizando uma amostra da parafina alternativa em pastilha (figura 3.3) no Espectrômetro de Absorção na Região do Infravermelho Bomem Hartmann & Braun/MB, conforme figura 3.4.



Figura 3.1: Medição do Ponto de fusão do IQ/UnB



Figura 3.2: Agitador magnético com aquecedor



Figura 3.3: pastilha de parafina alternativa a ser utilizada no espectrômetro de IV



Figura 3.4: Espectrômetro de Infravermelho IQ/UnB

3.1.1 Medida Dureza (HRL)

Santos, F. R. P. dos e Gomes, R. C (2010) realizaram medidas de dureza em função das diferentes porcentagens em massa da parafina alternativa em relação à parafina convencional.

De acordo com as Normas ISO 2039-1 e DIN 53456, o método de Dureza Rockwell L é comumente utilizado em polímeros. Tendo em vista o comportamento semelhante da parafina utilizada nos grãos, esse foi o método escolhido para estimar a dureza do combustível sólido deste trabalho.

Os ensaios Rockwell L são relativamente simples de serem executados. As diferentes escalas são utilizadas a partir de combinações possíveis de vários penetradores e cargas. Os penetradores incluem esferas de aço endurecidas, com diâmetros variados e um penetrador cônico de diamante (Brale), usado para materiais mais rijos. Um número índice de dureza é determinado pela diferença na profundidade de penetração que resulta da aplicação de uma carga inicial menor seguida por uma carga principal maior. Os ensaios foram realizados com base na escala vermelha de acordo com a ASTM D785, carga de 60Kg, esfera de aço de ¼ de polegada. Os dados podem ser vistos na tabela 3.1:



Figura 3.5:Ensaio de dureza de Rockwell
Fonte: Santos, F. R. P. dos e Gomes, R. C (2010)

3.2 DOPAGEM DO GRÃO COM PARAFINA ALTERNATIVA

O primeiro e grande desafio desta pesquisa foi confeccionar os grãos de combustíveis de forma que eles ficassem estáveis e com aparência semelhante à dos grãos de parafina fóssil, geralmente utilizada nos testes e em foguetes híbridos.

Os grãos feitos com a nova parafina apresentaram maior dureza em relação à parafina fóssil, e em consequência alguns se tornam quebradiços e chegaram a formar trincas. Após a realização dos testes físico-químicos e com o objetivo de diminuir ou mesmo cessar essas trincas, observou-se que a nova parafina, quando misturada com óleos naturais e em temperaturas até 70 °C, apresenta melhor solubilidade, tornando assim o grão mais estável e menos quebradiço.

Os testes mostraram que ao aquecer a nova parafina usando banho de óleo, e deixando secar em caixa de material isolante, formam-se grãos mais estáveis e sem trincas, sendo assim a melhor maneira de moldá-la para o sistema de injeção e realização dos testes para medição da taxa de regressão de foguetes híbridos.

Em alguns grãos foram adicionados negro de fumo para que o grão ficasse com coloração mais escura, o que auxilia na queima, porém foi verificado que o negro de fumo decantava. Logo, foi substituído por corante preto. A adição de corante é realizada com a finalidade de tornar o grão opaco e criar fina camada líquida para atomização do combustível. O principal objetivo é reduzir a absorção interna de calor pelo combustível, inibindo a transferência de calor por radiação para a parede do motor, aumentando, assim, a taxa de regressão do combustível. [Almeida,2005]

O principal entrave ao confeccionar os grãos dessa maneira foi o momento de formar a porta de combustão, pois, corria-se o risco de o grão se partir ao meio, no momento de furar o centro do grão para que se forme a porta de combustão.

Com o intuito de melhorar e dar celeridade ao processo de confecção do grão combustível, os alunos do grupo Hybrid Team da Universidade de Brasília projetaram e desenvolveram máquina para centrifugar e secar os grãos a rotações de 1800 rpm, adquirindo, dessa maneira, melhor

qualidade estrutural, já que a porta de combustão está sendo formada sem a necessidade de furar o grão. As rotações constantes são importantes para que o grão se torne mais estável e menos quebradiço.

Câmara, G.Z., Inglez, T.M.D., (2013), detalharam em seu projeto o processo de fabricação mais eficiente de grão, de maneira a estabelecer produção constante e de fácil manuseio. Dessa maneira, estabeleceu-se sistema de moldes para os grãos, sendo necessário somente o seu preenchimento com a parafina a ser testada.

Os modelos de moldes e desenhos do projeto da máquina desenvolvida encontram-se no apêndice -A. Processo de Fabricação do Grão Combustível- deste trabalho.

3.3 BANCADA DE TESTES HORIZONTAL

A bancada modular da UnB tem sido utilizada para diferentes testes como: modulação de empuxo, pesquisa de bioparafina (parafina alternativa), refrigeração da tubeira e caracterização da instabilidade da combustão.



Figura 3.6: Motor de foguete híbrido

A parede da câmara de combustão (*case*) foi fabricada em náilon, permitindo que o próprio grão de combustível a proteja termicamente.



Figura 3.7: Câmaras de combustão fabricada em náilon.

Na segunda etapa do projeto, alunos do Hybrid Team UnB reprojeteram a bancada afim de que o manuseio fosse mais seguro e eficaz. Com a nova configuração, a bancada permite ensaios de câmaras de combustão de tamanhos diferentes e ainda a medição de pressão e temperatura.

Os elementos da bancada são formados por um suporte para o motor em estrutura metálica, e ainda os demais elencados abaixo:

- Flange principal-entrada
- Flange de fechamento do motor-saída
- Flange de fixação do bocal convergente/divergente
- Dispositivo de suporte em que fica apoiado o motor, montado com perfis metálicos soldados.
- Motor em que se encaixa o grão propelente
- Bocal em bronze refrigerado
- Câmara de refrigeração do bocal com entrada e saída de água
- Base de fixação do motor
- Suporte para a distribuição do gás GLP e oxigênio
- Espaço para a utilização de calibradores e medidores
- Válvula de controle de vazão do oxidante
- Sistema elétrico da ignição e abertura de válvulas
- Transdutores de pressão
- Termopares
- Quadro elétrico para acionamento de válvulas
- Computador para aquisição de dados
- Os cilindros de gás separados da bancada experimental
- Tubos que transportam o gás conectados por válvulas de segurança.

O tubo do gás oxigênio é conectado por meio de conexão em “T” que divide o fluxo pra que o gás seja inserido na câmara de combustão pelos dois lados.



Figura 3.8: Tubeira com câmara de resfriamento

3.3.1 Funcionamento da Bancada

A bancada possui três tipos de sensores para aquisição: Pressão, temperatura e empuxo. O início do teste de propulsão se inicia da seguinte maneira:

Por meio de controle de válvulas, abre-se a entrada de GLP e a entrada de GOX, em seguida, aciona-se a vela de ignição. O oxidante é injetado através da porta de combustão, reagindo com o combustível vaporizado pela queima deste em uma chama difusiva turbulenta, o calor da combustão mantém a reação vaporizando mais o combustível e alimenta a chama de forma constante. [Câmara, 2013]

Uma primeira chama é gerada através de uma mistura de GLP e ar sintético o que fornece energia suficiente para início da reação GOX/PARAFINA. A válvula principal é operada por sistema de dados e seu tempo de abertura é programado. Para o início desse processo, é necessário sistema de ignição para vaporizar quantidade inicial de combustível, para que, uma vez injetado o oxidante, o ambiente da câmara já esteja em temperatura suficiente para ocorrer a reação.

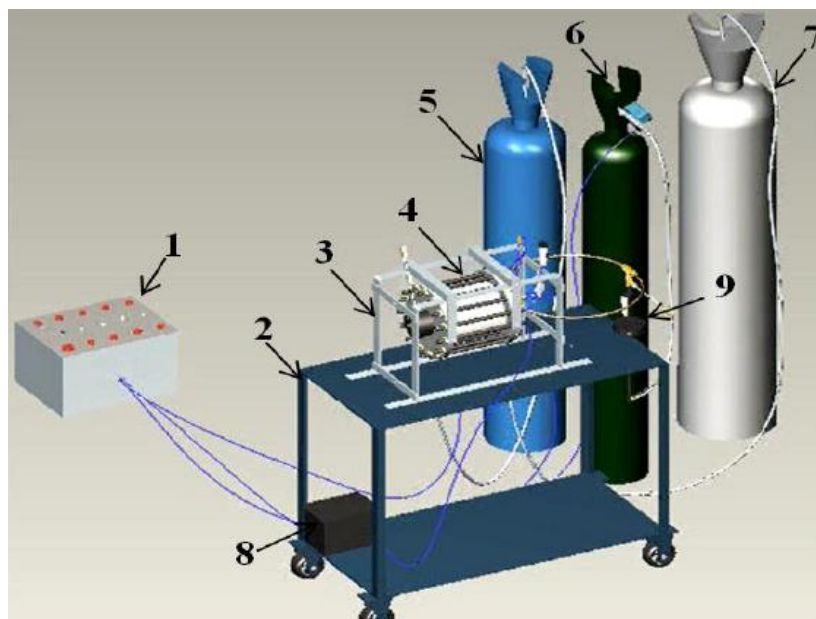


Figura 3.9: Esquema da bancada de testes

1-Central de Comando; 2-Estrutura de apoio; 3-Balança de empuxo; 4-Motor; 5-Tanque de ar comprimido; 6-Tanque de Oxigênio; 7- Tanque de GLP; 8-Bateria e 9-Placa de Orifício.

4. RESULTADOS

4.1 TESTES REALIZADOS NO IQ/UNB E INTERPRETAÇÃO DO ESPECTRO INFRAVERMELHO (IV)

O teste de ponto de fusão apresentou resultados na faixa de 81 a 83 °C.

As amostras foram solúveis em éter e insolúveis em benzeno, diclorometano, água e acetona.

A espectroscopia de infravermelho (espectroscopia IV) usa a região do infravermelho do espectro eletromagnético e, assim como as demais técnicas espectroscópicas, ela pode ser usada para identificar um composto ou investigar a composição de uma amostra.

A espectroscopia do infravermelho se baseia no fato de que as ligações químicas das substâncias possuem frequências de vibração específicas, as quais correspondem a níveis de energia da molécula (níveis vibracionais). Tais frequências dependem da forma da superfície de energia potencial da molécula, da geometria molecular, das massas dos átomos e eventualmente do acoplamento vibrônico.

A fim de se fazerem medidas em uma amostra, um raio monocromático de luz infravermelha é passado pela amostra, e a quantidade de energia transmitida é registrada. Repetindo-se

essa operação ao longo de uma faixa de comprimentos de onda de interesse (normalmente 4000-400 cm^{-1}), um gráfico pode ser construído, com "número de onda" em cm^{-1} no eixo horizontal e transmitância em % no eixo vertical.

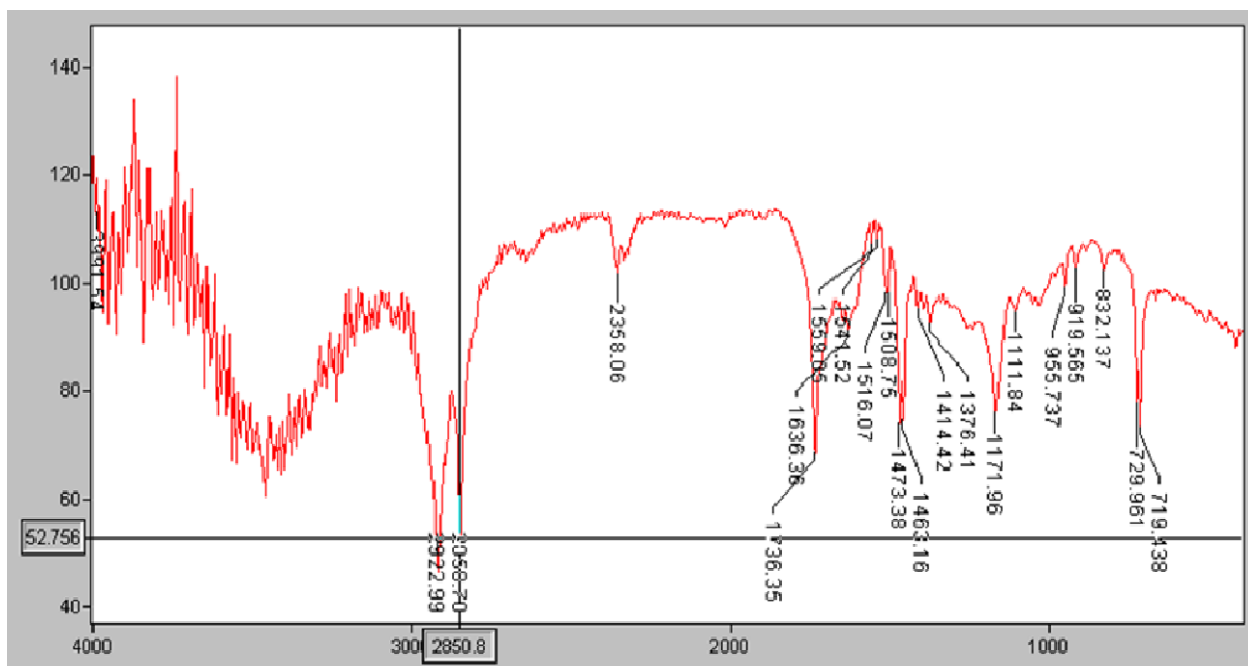


Figura 4.1: Espectro de Infravermelho da amostra de parafina alternativa

Ao analisar o gráfico representado na figura 4.1 e realizar comparações com a literatura, pode-se identificar a substância por meio dos grupos orgânicos que ela possui.

Dessa forma, pôde-se observar que:

- As bandas de 4000 cm^{-1} e 3000 cm^{-1} são caracterizadas por ruídos do aparelho
- A banda correspondente a 2922.99 cm^{-1} é característica de Ligação C-H
- Banda a 2850.8 cm^{-1} refere-se a CH_2
- Banda a 2358.06 cm^{-1} é característica de H-C=O
- Entre as bandas de absorção a 1800-1500 cm^{-1} temos C=C
- As ligações de 1500 cm^{-1} a 900 cm^{-1} são caracterizadas por ligações saturadas entre carbonos C-C,
- E as bandas < 900 se referem à absorção do solvente.

Assim, na amostra analisada caracteriza-se o **éster** pelas bandas de absorção 1736.35 cm^{-1} e 1171.96 cm^{-1}

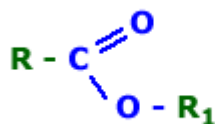


Figura 4.2: Função éster onde R e R₁ são radicais orgânicos

Os ésteres são compostos orgânicos cujas moléculas possuem o grupo acilato (COO) ligado a dois radicais orgânicos que podem ser diferentes ou a um radical orgânico e um hidrogênio.

Muitos ésteres possuem odor agradável característicos de frutos e podem ser obtidos por intermédio dos extratos de plantas. Os ésteres mais comuns que se encontram na natureza são as gorduras e os óleos vegetais, os quais são ésteres de glicerol e de ácidos graxos.

Os ésteres são derivados de ácidos pela substituição do hidrogênio do ácido por um radical orgânico, ou seja, é o produto da reação de um ácido (geralmente orgânico) com um álcool. Eles resultam frequentemente da condensação (reação que tem água como produto) de um ácido carboxílico e de um álcool, conhecida como esterificação.[Silverstein,2000]

Apesar de o éster ser produto de uma reação com o ácido carboxílico, podemos afirmar que o composto (parafina alternativa) **não** é um ácido carboxílico, pois o espectro não apresenta absorções característica dessa função que é absorção a 1710 cm⁻¹ para ácidos carboxílicos saturados e 1680-1690cm⁻¹ para ácidos carboxílicos insaturados.

Devido ao composto não ser solúvel em benzeno, diclorometano, água e acetona, não foi possível realizar o espectro de Ressonância Magnética Nuclear – RMN, pois o aparelho disponível só permite utilizar como solvente os compostos supracitados.

4.2 GRÃOS FABRICADOS E SELECIONADOS PARA TESTE

Como poderá ser visto no apêndice - A. Processo de Fabricação do Grão Combustível, primeiramente foram confeccionados diversos grãos utilizando 100% de parafina alternativa, porém, os grãos formados se tornaram muito frágeis e quebradiços, pois como mostra a tabela 4.1 quanto maior a concentração de parafina alternativa, maior dureza apresenta o grão, se tornando frágil e extremamente quebradiço.

Porcentagem mássica de parafina derivada de petróleo	Dureza Rockwell L
90	15
85	17
80	22

70	25
60	39
50	51
40	59
30	64
20	72
10	89

Tabela 4.1: Escala de Dureza Rockwell L

Fonte: Santos, F. R. P. dos e Gomes, R. C (2009), com modificações

Com o objetivo de cessar ou diminuir a fragilidade do grão combustível foram confeccionadas velas com composições que variam de 20% a 90% de parafina alternativa adicionada a óleo de babaçu, composto de aproximadamente 85% de ácidos graxos saturados. A intenção era verificar qual a melhor composição e em seguida fabricar o grão com a proporção escolhida.



Figura 4.3: Velas confeccionadas com parafina alternativa e óleo de Babaçu

As velas que possuíam concentração a partir de 60% parafina alternativa e 50% óleo de babaçu, começaram a apresentar rachaduras e maior dureza, aumentando conforme a quantidade de parafina alternativa adicionada.



Figura 4.4: Velas compostas com 50% de parafina alternativa e 50% de óleo de babaçu.



Figura 4.5: Detalhe da vela com 90% de parafina alternativa e 10% de óleo de babaçu.

Tendo em vista a presença de rachaduras, foi escolhida para formar os grãos de combustível a concentração de 50% de parafina alternativa com 50% de óleo de babaçu, porém o grão formado foi instável e quebradiço, conforme figura 4.6 abaixo:



Figura 4.6: Grão formado por 50% de parafina alternativa com 50% de óleo de babaçu.

Ainda na tentativa de estabilizar o grão e utilizar o óleo de babaçu, foram confeccionados outros combustíveis sólidos em diferentes proporções, adicionando-se também a parafina derivada de petróleo. Porém, os grãos formados foram novamente quebradiços, além de apresentar características que as substâncias são imiscíveis. Assim, os grãos utilizando óleo de babaçu foram descartados nos testes de queima.



Figura 4.7: Vista do grão formado com 50% parafina, 25% Óleo de babaçu e 25% parafina alternativa.

Característica que as substâncias são imiscíveis



Figura 4.8: Detalhe do grão da figura 4.7

Após alguns testes e tentativas de fabricação do grão utilizando óleo de soja, óleo de babaçu, decidiu-se fabricar grãos com porcentagem de parafina fóssil e parafina alternativa.

A primeira tentativa foi utilizar 50% de parafina fóssil e 50% de parafina alternativa, mas o grão formado foi extremamente duro e quebradiço, sendo descartado. O outro grão fabricado continha 70% de parafina fóssil e 30% de parafina alternativa. Foi observada melhora na qualidade estrutural, porém ainda continha rachaduras, o que poderia se tornar perigoso durante o teste de queima, pois, caso o grão combustível quebre durante o teste, um pedaço poderia obstruir a passagem dos gases e afetar toda a bancada de testes. Por isso, decidiu-se fabricar grãos de proporção 85/15 parafina fóssil/parafina alternativa, estes foram selecionados para os testes que seriam realizados na bancada.



Figura 4.9:Grão confeccionado com 50% parafina derivada de petróleo e 50% parafina alternativa



Figura 4.10:Detalhe do grão confeccionado com 80% parafina derivada de petróleo e 20% de parafina alternativa

Para realizar os cálculos, foram realizadas as medidas de densidade dos grãos 85/15, utilizando o método de deslocamento de volume, que se encontram no apêndice A.



Figura 4.11: Detalhe do grão confeccionado com 85% de parafina derivada de petróleo e 15% de parafina alternativa



Figura 4.12: Grão 85/15 utilizado em teste de queima

4.3. ENSAIOS DE BANCADA

4.3.1 Dados obtidos por meio dos testes

Os dados para cálculo da taxa de regressão foram obtidos de uma série de quinze testes realizados com os grãos na proporção de 85% de parafina convencional e 15% de parafina alternativa. Foram realizados também mais dois testes com parafina 100% cujo objetivo é servir de parâmetro de comparação do desempenho da nova matriz combustível. Optou-se por realizar apenas dois testes com parafina 100 % pois já existe uma grande série de dados na literatura, inclusive do próprio grupo de propulsão híbrida da UnB. As características dos grãos podem ser vistas na tabela 4.2.

Teste	Combustível	D_i (m)	m_i (Kg)	mf (kg)	L (m)	t_q (s)	ρ (Kg/m ³)
1	85/15	0,05	6,340	5,91	0,201	10,02	933,3
2	8515	0,043	6,680	6,20	0,202	6,671	933,3
3	85/15	0,04	6,680	6,241	0,195	11,381	933,3
4	8515	0,04	7,235	6,685	0,216	10,846	933,3
5	85/15	0,04	7,155	6,685	0,216	10,823	933,3
6	8515	0,05	6,510	6,21	0,202	9,125	933,3
7	85/15	0,05	6,895	6,425	0,209	12,495	933,3
8	8515	0,06	6,275	5,654	0,196	17,023	933,3
9	85/15	0,05	6,470	5,968	0,196	13,719	933,3
10	8515	0,06	6,70	6,365	0,207	10,664	933,3
11	85/15	0,05	6,995	6,375	0,275	16,172	933,3
12	8515	0,04	6,585	5,945	0,195	9,408	933,3
13	85/15	0,043	6,945	6,475	0,210	10,982	933,3
14	8515	0,06	6,725	6,380	0,213	10,868	933,3
15	85/15	0,06	6,825	6,435	0,213	10,232	933,3
1	100	0,039	7,05	6,385	0,202	12,318	859

Tabela 4.2: Dados dos grãos utilizados nos ensaios

A partir dos dados da tabela 4.2 e por meio do método de variação de massas descrito na equação 2.5 pôde-se definir a taxa de regressão bem como a vazão mássica, o fluxo mássico do oxidante e realizar a primeira aproximação dos valores das constantes a e n .

Teste	Comb.	\bar{r} (mm/s)	\bar{m}_{ox} (g/s)	\bar{G}_{ox} (kg/m ² /s)	P_c (bar)
3	85/15	1,21	46,2	2,0365	3,7
4	85/15	1,44	65,7	2,707	5,26
5	85/15	1,27	62,0	2,728	4,96
6	85/15	0,95	45,7	1,694	3,66
7	85/15	0,87	60,6	1,539	4,85
8	85/15	0,85	54,2	1,243	4,335
9	85/15	1,00	47,6	1,499	3,81
10	85/15	0,76	40,6	1,115	3,25
11	85/15	0,76	53,5	1,753	4,28
12	85/15	2,01	55,0	2,013	4,4
13	85/15	1,23	52,5	2,094	4,2
14	85/15	0,75	42,5	1,166	3,4
15	85/15	0,87	53,7	1,440	4,3
1	100	1,66	50,57	1,818	1,73
2	100	0,77	21,63	0,828	4,05

Tabela 4.3:Valores obtidos de taxa de regressão, vazão mássica e fluxo mássico a partir dos ensaios.

4.3.2 Análise de dados

Utilizando o par de coordenadas encontrado nos ensaios e traçando a curva da taxa de regressão a partir do fluxo mássico, podem-se definir os valores dos índices a e n da equação 2.12.

A Tabela 4.3 foi obtida a partir dos valores calculados de taxa de regressão, vazão mássica e fluxo mássico dos testes realizados.

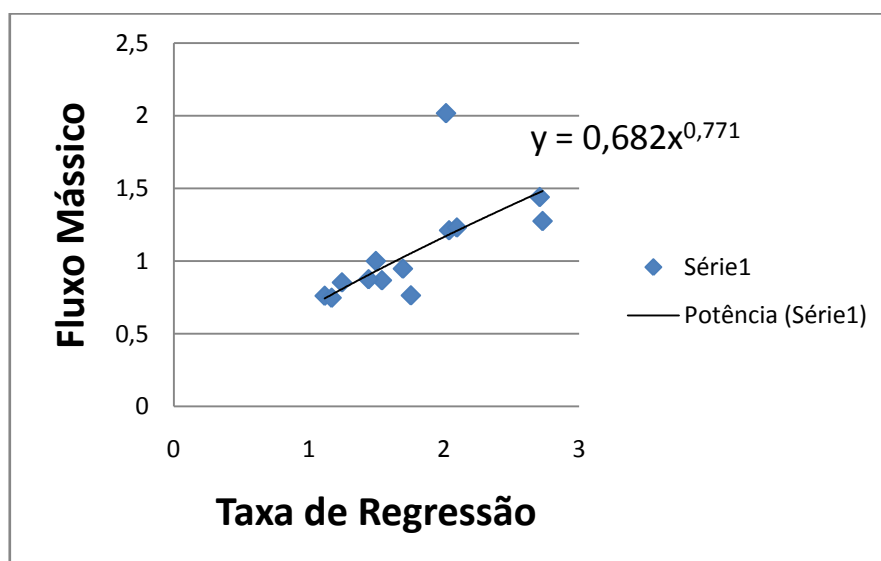


Figura 4.13: fluxo mássico x taxa de regressão do combustível sólido

A partir do gráfico representado na figura 5.1, temos que $a = 0,6827$ e $n = 0,7715$.

Conforme explanado, até que se atinja um valor de convergência, e a diferença entre os valores das constantes a e n se tornem mínimas, foi utilizado o método de correção desenvolvido pela Universidade de Stanford e determinado o diâmetro da porta de combustão no início do término da medida do empuxo (d_{vc})

$$d_{vc} = \left(\left[(2n + 1/n) \right] (2^{n+1} / \pi^n) \tau_{fs} \cdot a \cdot \dot{m}_{ox}^{ter} [1 - \exp(-nt_f / \tau_{fs})] \right) + d_f^{2n+1} {}^{1/(2n+1)}$$

Por meio da equação 2.12 e dos pontos no gráfico se define o valor das constantes a e n , corrigidos e aplicados novamente na equação para calcular o novo valor de d_{vc} .

Novos gráficos da taxa de regressão são traçados pelo fluxo de massa de oxidante, e pela equação se calculam os valores das constantes a e n . Esses gráficos gerados a partir dos valores de d_{vc} estão esboçados nas figuras de 4.14 a 4.16. Os valores comparando os resultados obtidos pelo método de variação de massa e pelo método da Universidade de Stanford podem ser visualizados na tabela 4.4. O cálculo com as estimativas de erros estão no apêndice - Análise de erros.

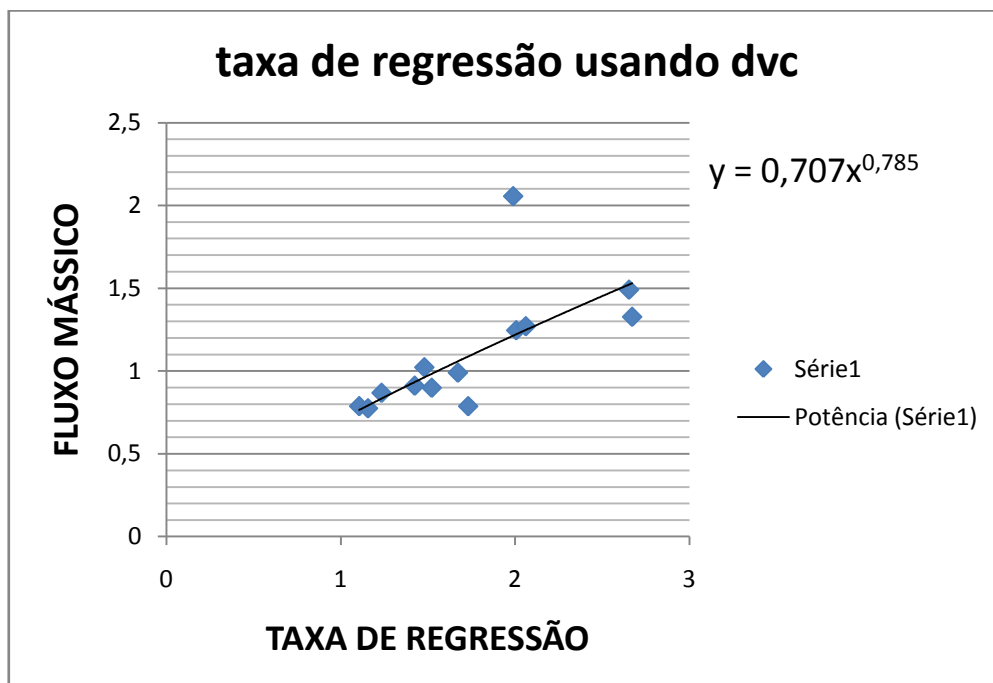


Figura 4.14:Primeiro gráfico utilizando o método da Universidade de Stanford

$a = 0,707$ e $n = 0,785$

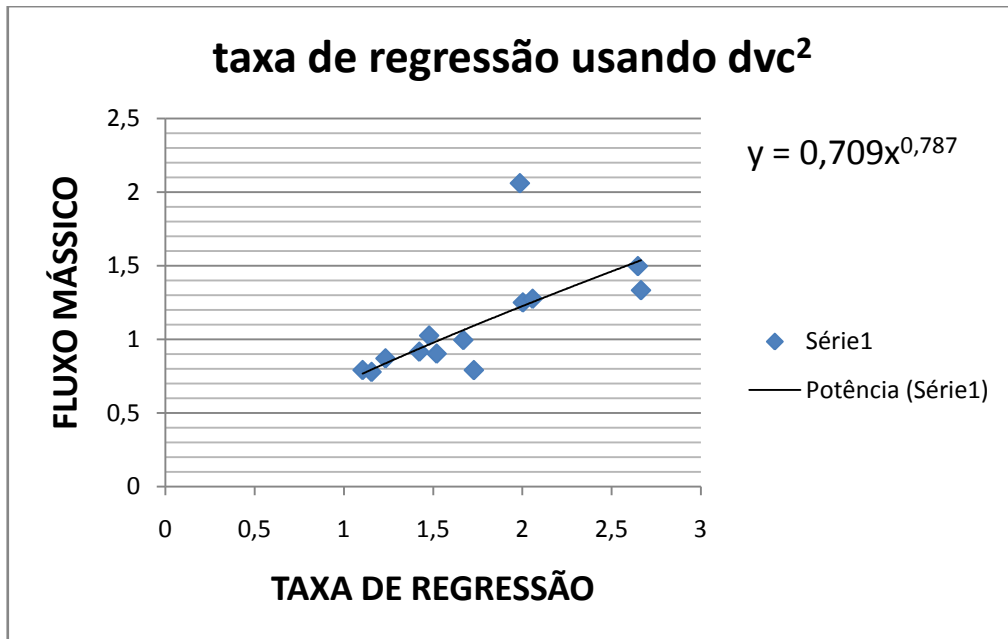


Figura 4.15: Segundo gráfico utilizando o método da Universidade de Stanford

$a = 0,709$ e $n = 0,787$

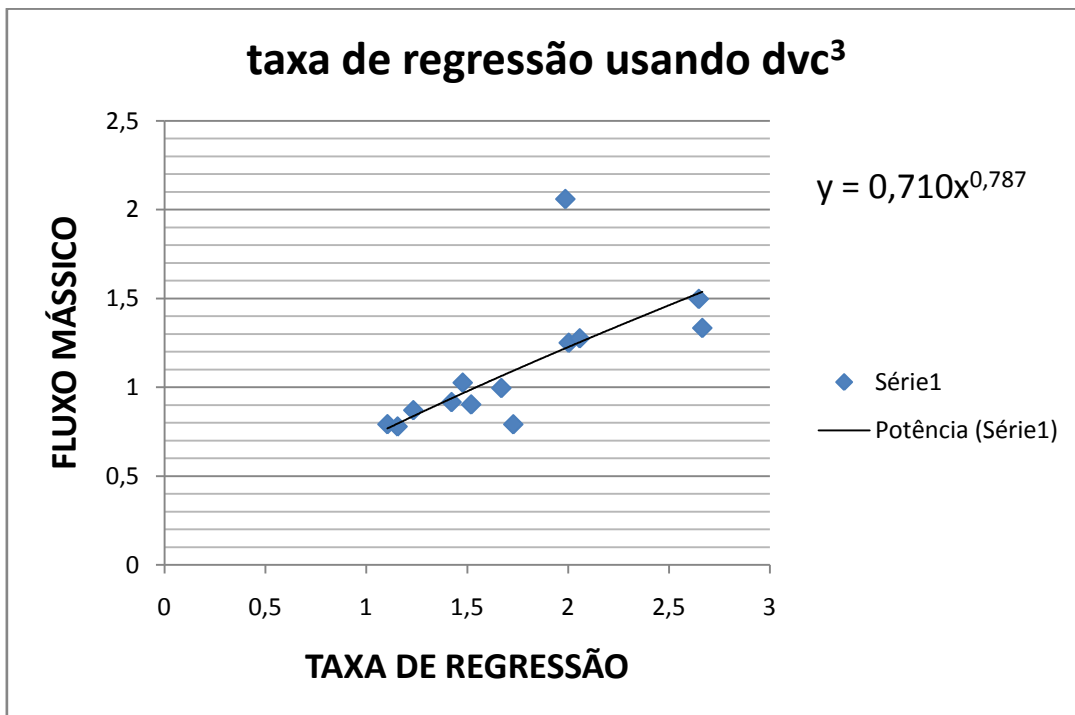


Figura 4.16: Terceiro gráfico utilizando o método da Universidade de Stanford

$a = 0,710$ e $n = 0,787$

Teste	Taxa de regressão pelo método Variação de Massa	Taxa de regressão pelo método Stanford	Estimativa de Erro E_r
3	1,25008914	1,213049	0,050723
4	1,49706459	1,504189	0,046386
5	1,33342326	1,511792	0,05031
6	0,99501675	1,054015	0,085444
7	0,90239426	0,980466	0,082964
8	0,8701012	0,83448	0,066439
9	1,02528496	0,959474	0,060125
10	0,79105438	0,766679	0,106179
11	0,7905904	1,082688	0,064758
12	2,06024585	1,205247	0,041286
13	1,27515369	1,238457	0,054036
14	0,77822961	0,793426	0,105955
15	0,91568595	0,931714	0,097039

Tabela 4.4: Valores das taxas de regressão utilizando os métodos de variação de massa e Stanford.

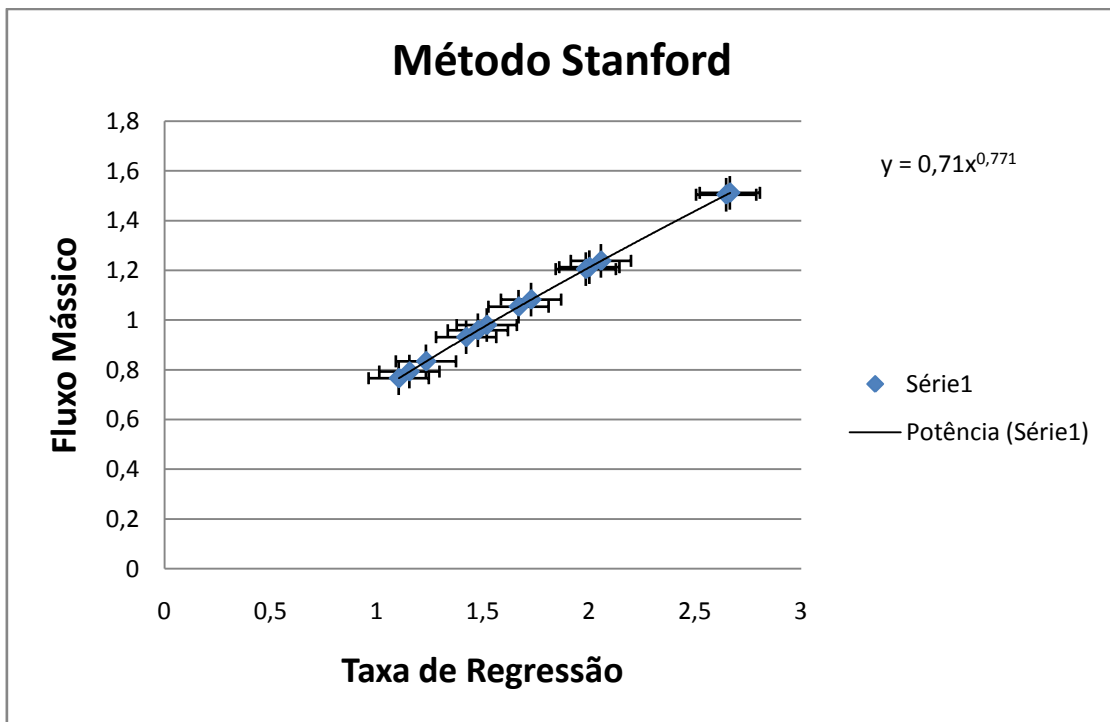


Figura 4.17: Taxa de Regressão com os valores das Estimativas de Erro E_r pelo método Stanford

Ao compararmos os dados em um grão combustível com porta de combustão semelhante (50 mm) confeccionado com parafina derivada de petróleo, observa-se aumento em torno de 32% no valor da taxa de regressão dos grãos confeccionados com parafina alternativa.

Nos grãos confeccionados com porta de 40 mm, os valores obtidos para taxa de regressão são próximos aos confeccionados com porta de combustão de 39 mm. Assim, pode-se concluir que a adição da parafina alternativa não trás perdas em termos de taxa de regressão e trás melhorias estruturais, o que pode ser notado ao observar a tabela 4.1, que mostra valores para a escala da dureza de Rockwel L, por exemplo: para o grão combustível confeccionado com 85% de parafina

derivada de petróleo o valor da dureza é de 17 enquanto que para o grão preparado com 90% de parafina alternativa é de 89 Outros parâmetros a serem ressaltados são os aspectos de custo x benefício, segurança, menor impacto ambiental e qualidade da cera utilizada como aditivo.

Após análise dos dados foram observadas que quanto maior a porta de combustão, menores os valores obtidos para a taxa de regressão, o objetivo em se variar o tamanho das portas se deve aos requisitos de dimensões do motor.

Ao comparar os valores da taxa de regressão utilizando HTPB como combustível pode-se perceber que os valores são semelhantes aos valores da taxa de regressão utilizando o combustível desenvolvido nesta dissertação. Porém, nota-se que para produzir resultados de taxa de regressão da mesma ordem, é necessário um fluxo de massa de cerca de 100 vezes maior com o uso de HTPB

Combustível	Fluxo mássico G_0 (kg/cm ² s)	Taxa de regressão (mm/s)
HTPB	0.0151	1.36
HTPB	0.0114	0.87
HTPB	0.0082	0.72
HTPB ¹	0.0118	0.92
HTPB	0.0274	1.54
HTPB ²	0.0174	1.25
HTPB ¹ + 0,25% de negro de fumo HTPB ² + 20% Al		

Tabela 4.5: Taxa de regressão e fluxo mássico utilizando HTPB como combustível
Fonte: (chiaverini *et al.* 2001, com adaptações)

Também foram coletados dados relativos ao empuxo, que podem ser vistos nas figuras de 4.18 a 4.21 e tabela 4.7. Observou-se que os valores de empuxo são maiores do que os encontrados em foguetes operados com combustíveis tradicionalmente usados, relacionados na tabela 4.6.

Combustível	Pressão (bar)	Empuxo (N)
Wax/GOX	3,79	48,1
Wax/GOX	6,4	87
Wax/GOX	13,8	207
HTPB/GOX	3,45	107
HTPB/GOX	5,17	63
HTPB/GOX	4,14	134

Tabela 4.6: Valores de pressão e empuxos dos combustíveis tradicionalmente usados
Fonte: Câmara, G.Z., Inglez, T.M.D., (2013), com adaptações

Teste	Combustível	Porta	Pressão (bar)	Empuxo (kgf)	Empuxo (N)
1	85/15	50	4,486	21,185	207,61
2	85/16	43	-0,378	22,016	215,76
3	85/17	40	3,673	17,773	174,18
4	85/18	40	5,457	26,276	257,50
5	85/19	40	4,933	18,71	183,36
6	85/20	50	3,647	13,991	137,11
7	85/21	60	5,101	21,019	205,99
8	85/22	60	3,931	14,37	140,83
9	85/23	50	3,879	17,453	171,04
10	85/24	60	4,174	20,598	201,86
11	85/25	50	3,17	15,697	153,83
12	85/26	40	4,88	23,94	234,61
13	85/27	43	4,379	23,684	232,10
14	85/28	60	3,301	15,369	150,62
15	85/29	60	4,085	18,86	184,83
1	100	39	4,005	19,449	190,60
2	100	50	1,594	11,921	116,83

Tabela 4.7: Valores de pressão e empuxo encontrados nos testes realizados

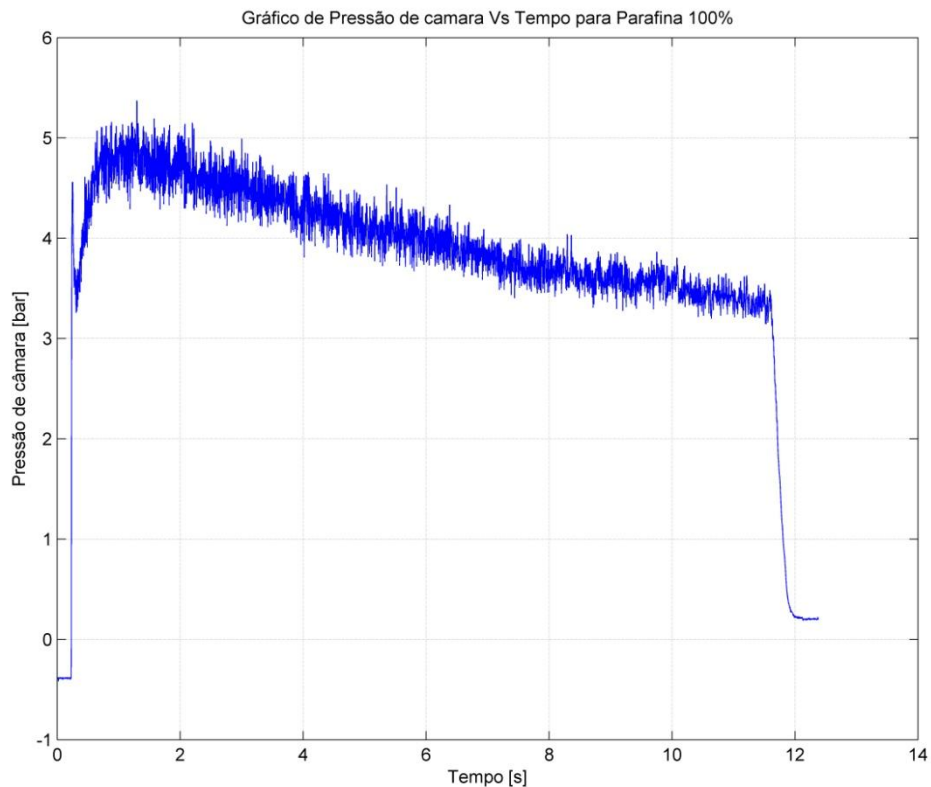


Figura 4.18: Pressão do teste um realizado com parafina derivada de petróleo

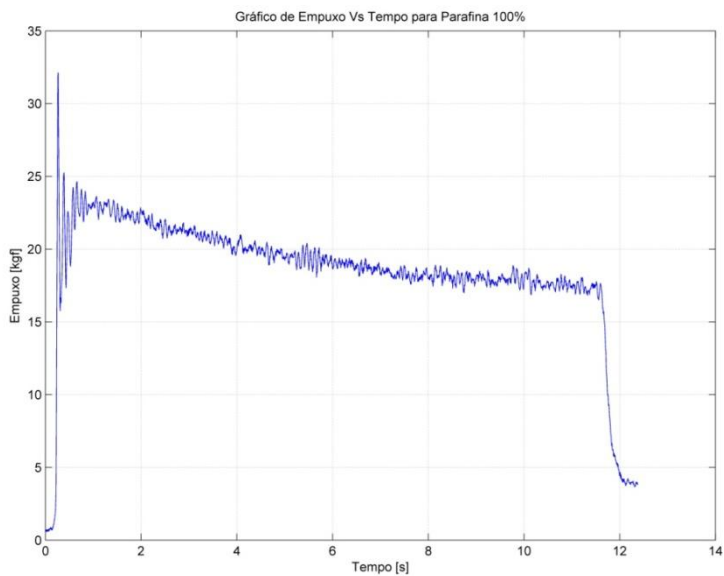


Figura 4.19: Empuxo do teste 01 realizado com parafina derivada de petróleo.

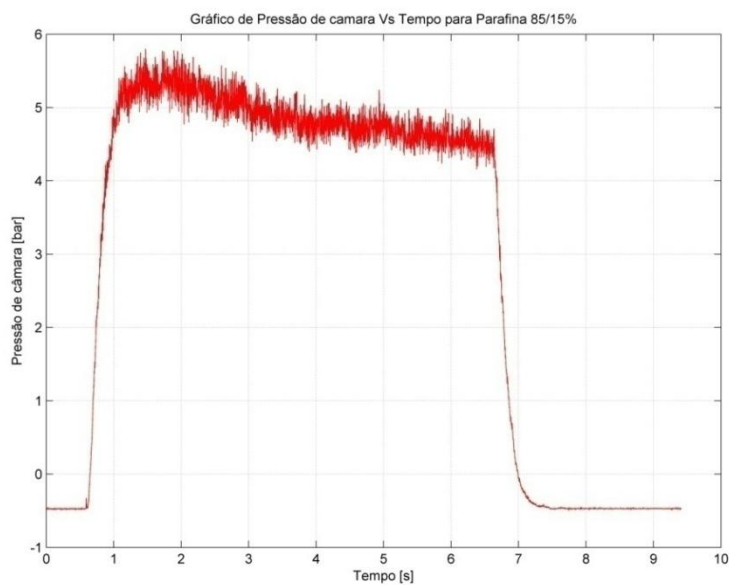


Figura 4.20: Pressão do teste 12 realizado com grão confeccionado na proporção 85/15.

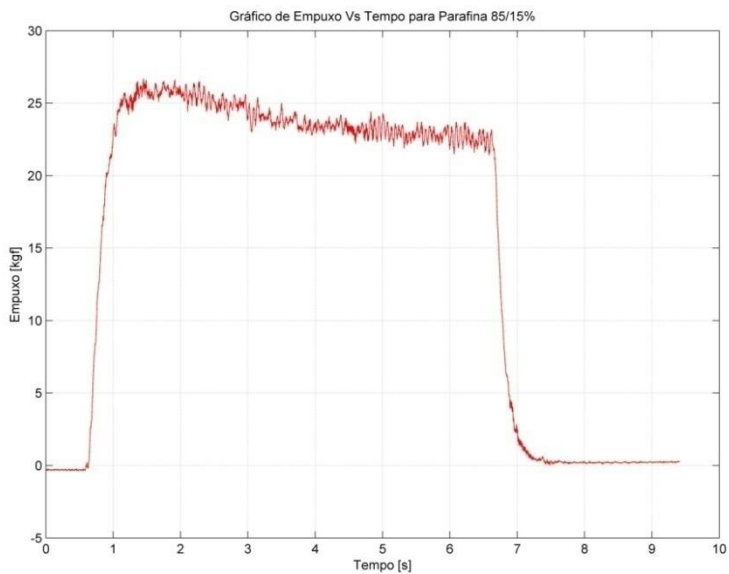


Figura 4.21: Empuxo do teste 12 realizado com o grão confeccionado na proporção 85/15.

5. CONCLUSÕES E SUGESTÕES

O objetivo deste trabalho consistia em desenvolver uma matriz inédita de grão combustível para foguetes híbridos. A meta principal de encontrar taxas de regressão maiores ou semelhantes quando comparada com os combustíveis tradicionalmente usados foi atingida, visto que os valores demonstrados na tabela 4.4 indicam que a taxa de regressão, utilizando fluxos e vazão mássica menores, são da mesma ordem das medidas de combustíveis tradicionalmente usados, conforme tabela 4.5.

Durante o período do trabalho foram confeccionadas diversas proporções e combinações de parafina alternativa e parafina derivada de petróleo, porém pela constituição frágil encontrada nos grãos, muitos foram descartados. Dessa forma, apenas a fração 85/15 foi selecionada para realização dos testes, já que, satisfaz as condições estruturais necessárias para a utilização da bancada.

Além de o combustível ser fabricado com materiais mais seguros e econômicos, conta-se, ainda com a vantagem de o grão combustível apresentar melhores empuxos quando comparadas as tabelas 4.6 e 4.7, e aspectos estruturais, como por exemplo, a dureza,

Outra grande característica a ser considerada é que o aditivo usado no grão combustível é uma cera derivada de um fruto encontrado exclusivamente no Nordeste brasileiro, o que pode facilitar o processo de reconhecimento do estudo e da patente como propriedades intelectuais.

Sugere-se que os estudos em torno da parafina alternativa prossigam utilizando como par oxidante o N_2O . Pode-se também, continuar a busca por melhores combinações de parafina alternativa e óleos naturais, tais como mamona, dendê, e girassol. Vale ressaltar ainda, a possibilidade de utilizar aditivos metálicos, tais como hidreto de lítio ou alumínio na matriz desenvolvida.

Referências Bibliográficas

Almeida, L., A., R., Santos, L., M. C., (2005) “Projeto, Construção e Lançamento de um Foguete Híbrido a Base do Par Propelente Parafina-N₂O” – projeto de graduação, Universidade de Brasília, 83p.

Bertoldi, A. E. M.,(2007) “Avaliação Experimental da Queima de Parafina e Óxido Nitroso em Motores Híbridos”- dissertação de mestrado, Universidade de Brasília, 129p.

Brasil e Ucrânia discutem cooperação na área espacial, disponível em: <http://www.administradores.com.br/noticias/cotidiano/brasil-e-ucrania-discutem-cooperacao-na-area-espacial/59566/>> Acesso em: 02/09/2012

Carmicino, C., Sorge, A. R., (2005) “Role of Injection in Hybrid Rockets RegressionRate Behavior”, In: *Journal of Propulsion and Power*. v. 21, No. 4, pp. 606-612.

Câmara, G.Z., Inglez, T.M.D., (2013) “Desenvolvimento e teste de combustível alternativo a base de parafina para motores de foguete a propelente híbrido”- projeto de graduação, Universidade de Brasília, 53p.

Chang S.Y., Lee, C., Shin, K.S., (2005) “The Enhancement of Regression Rate of Hybrid Rocket Fuel by Various Methods”, 43rd AIAA – Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada.

Chiaverini M. J., Serin N., Johnson D. K., Lu, Y., Kuo, K. K., Risha, G. A., (2000) “Regression Rate Behavior of Hybrid Rocket Solid Fuels”, *Journal Of Propulsion And Power*.v. 16, No. 1.

Colburn, W. H., (2004) “A Manual for Hybrid Propulsion System Designer”

Contaifer, R. A., (2009) “Desenvolvimento de uma Bancada de Testes de Propulsores Híbridos de Baixo Empuxo” – dissertação de mestrado, Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, 223p.

Da Cás, Pedro L. K; Vilanova, Cristiano Q. (2011) “otimização multidisciplinar de configuração de foguetes de propulsão híbrida”- projeto de graduação, Universidade de Brasília, 95p.

Davydenko, N.A., Gollender, R.G., Gubertov, A.M., Mironov, V.V., Volkov, N.N. (2007), “Hybrid rocket engines: The benefits and prospects”, *Aerospace Science and Technology*, 11, 55-60.

George P., Krishnan S., Varkey, P. M., Ravindrans M., Ramachandran L., (2001) “Fuel Regression Rate In Hydroxyl-Terminated-Polybutadiene/Gaseous-Oxygen Hybrid Rocket Motors”, *Journal Of Propulsion And Power*, v. 17, No. 1, pp. 35-42, 2001.

Goddard, R., disponível em: http://pt.wikipedia.org/wiki/Robert_Goddard acesso em 03/08/2012

Gouvêa, L. H., (2007) “Análise De Desempenho De Um Motor Híbrido Utilizando Parafina E Peróxido De Hidrogênio Como Propelentes” - dissertação de mestrado, Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, 138p.

Gulman R., Chan., H., (2004) “Overview of a 4-Inch od Paraffin-Based Hybrid Sounding Rocket Program”, *40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit* Fort Lauderdale, Florida.

Humble, R. W., Henry, G. N., Larson, W. J., (1995) “Space Propulsion Analysis And Designer”, MacGraw-Hill Companies, Inc. Primis Custom Publishing.

Karabeyoglu, A., Cantwell, B. J., Ziliac, G., DeZilwa, S., Castellucci, P., (2004) "Scale-Up Tests of High Regression Rate Paraffin-Based Hybrid Rockets Fuel", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 20, No. 6.

Karabeyoglu, A., Zilwa, B., Ziliac, G., (2005) "Modeling of Hybrid Rocket Low Frequency Instabilities", *Journal of Propulsion and Power* v. 21, No. 6, pp. 1107-1106.

Karabeyoglu, A., Cantwell, B. J., Ziliac, G., (2005) "Development of Scalable Space-Time Averaged Regression Rate Expressions for Hybrid Rockets", *41st AIAA/ASME/ASEE Joint Propulsion Conference*, Tucson AZ.

Kuo, K. K., Chiaverini J. M., (2007) "Fundamentals of Hybrid Rocket combustion and Propulsion" American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.

Lacava, P. T., Bastos-Neto, D., Pimenta, A. P., (2004) "Design Procedure And Experimental Evaluation Of Pressure –Swirl Atomizers", *24th International Congress of the Aeronautical Sciences*, ICAS 2004.

Lyne, J. E., Naoumov, V. I., Scholes J., Dodge, M., Elton, B., Wozniak P., Austin D., Combs C., (2005) "First Steps in the Development and Testing of Nontoxic, Bioderived Fuels for Hybrid Rocket Motors", *43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, Nevada.

Mcmurry, J. Química Orgânica- Combo- Tradução da 6ª edição Norte-Americana, 1ª Edição, Rio de Janeiro, Editora Pioneira Thomson, 2005, 1006 p.

Oiknine, C (2006), "New Perspectives for Hybrid Propulsion," 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Sacramento-USA,

O Setor aeroespacial Brasileiro, disponível em: <<http://www.aerospacecluster-brasil.com.br>> Acesso em: 05/05/2012.

Projeto formará engenheiros para empresa aeroespacial, disponível em: <<http://www.cntu.org.br/cntu/internas.php?pag=MTE3MQ==#sthash.WWu3M5XZ.oDAuLMqU.dpbs>> Acesso em: 08/05/2012

Propulsão em naves espaciais, disponível em: <http://pt.wikipedia.org/wiki/Propuls%C3%A3o_de_naves_espaciais> Acesso em: 28/04/2012

Salvador, C. A. V.(2009) "Investigação Experimental de um Propulsor Híbrido para satélites e Veículos Espaciais Usando Parafina e N₂O₄ como Propelentes" - Tese de Doutorado- Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, 179p.

Santos, F. R. P., Gomes, R. C. (2009) "Estudo experimental da taxa de regressão de parafina alternativa para foguetes híbridos" -projeto de graduação, Universidade de Brasília, 58p.

Santos, L., M., C., Almeida, L., A., R., Fraga, A., M., Veras, C., A., G. (2004) "Experimental Investigation of a Paraffin Based Hybrid Rocket". In: *10TH Brazilian Congress of Thermal Sciences and Engineering*, Rio de Janeiro.

Silverstein, Robert M., Identificação Espectrométrica de Compostos Orgânicos 6ª Edição, Rio de Janeiro, Editora LTC, 2000, 460p.

Sutton, G. P., (1992) "Rocket Propulsion Elements", John Wiley & Sons INC. 7TH edition.

Tamura, T., Yuasa, S., Yamamoto, K., (1999) "Effects Of Swirling Oxidizer Flow On Fuel Regression Rate Of Hybrid Rockets", *35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Los Angeles, California.

Tajmar, M., (2003) "Advanced Space Propulsion Systems", Springer-Verlag/Wien.

Tsiolkovsky, K. E., disponível em: <http://www.karl.benz.nom.br/hce/person/tsiolkovsky.asp> acesso 06/08/2012

Tsong-Sheng Lee, A. Potapkin, (2002) "The performance of a hybrid rocket with swirling gas injection"

Turner, M. J. L., (2003) "Rocket And Spacecraft Propulsion", Springer, 2ª edição.

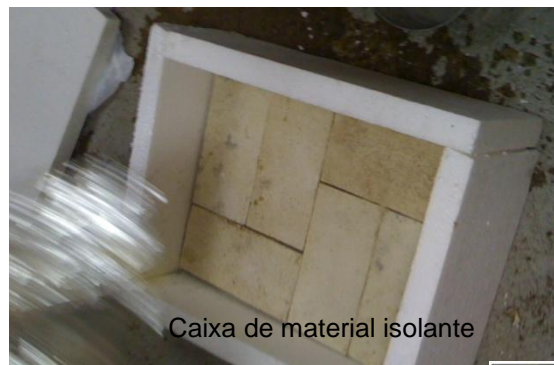
Zakirov, V., Sweeting, M., (2001) "Nitrous Oxide As A Rocket Propellant", Acta Astronautica, v. 48, No. 5-12, pp 353-362.

Apêndices

A. Processo de Fabricação do Grão Combustível

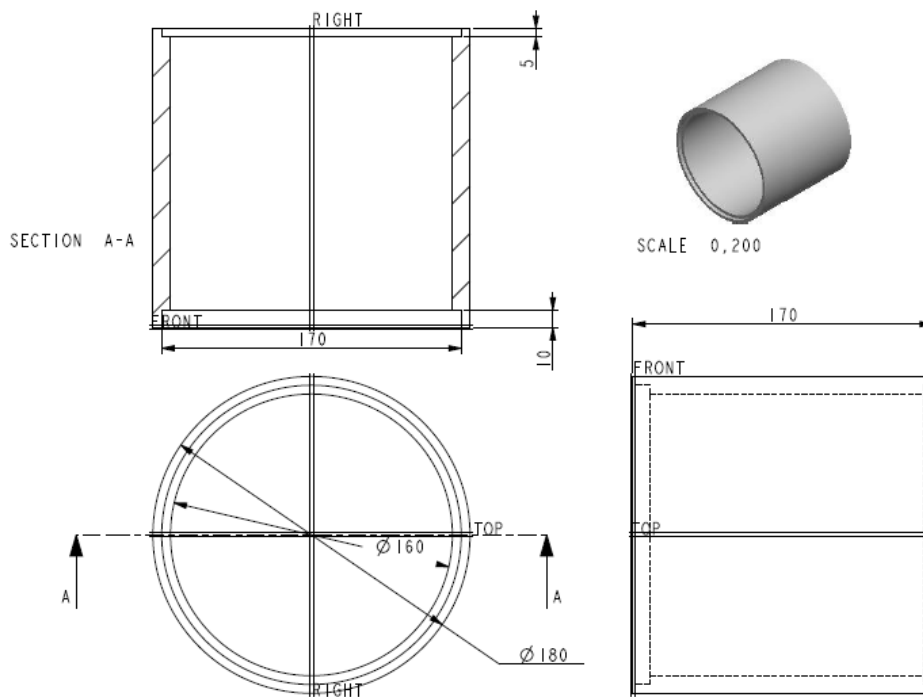
Na primeira etapa do projeto, as amostras foram derretidas em banho-maria até a temperatura máxima de 80°C, colocadas em formas redondas e deixadas em uma caixa confeccionada de material isolante térmico.

Os grãos ficavam em torno de 24 horas nas caixas; período necessário para que seque e se torne fisicamente estável e apropriado para a confecção da porta de combustão.



Na segunda etapa do projeto, os alunos desenvolveram máquina que visa aperfeiçoar o tempo gasto na fabricação dos grãos.

Primeiramente, foi realizado um molde para a estrutura dos grãos combustíveis, conforme figura a seguir:

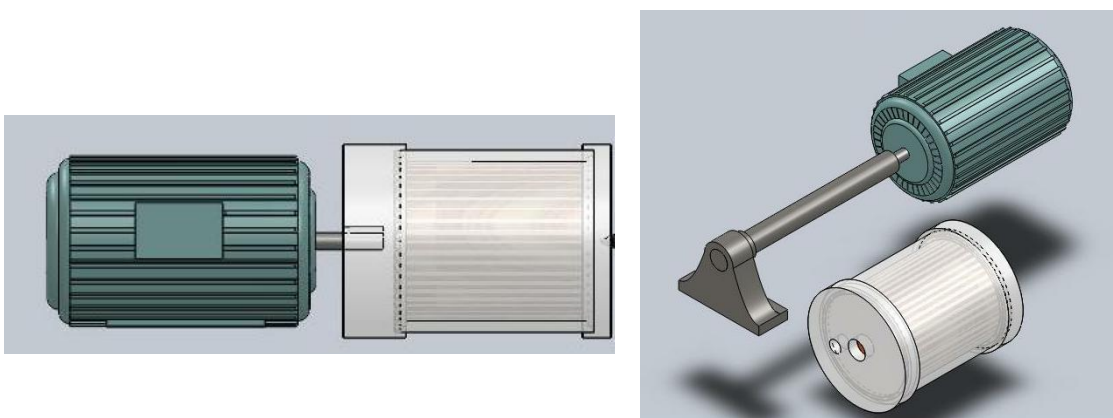


Molde dos grãos

Fonte: Câmara, G. Z.; Imglez, T.M.D. (2013)

Os moldes, chamados de cases, possuem uma tampa superior e uma inferior usadas para vedação durante o processo de produção dos grãos. Essas tampas serão retiradas após o resfriamento completo da parafina.[Câmara, 2013]

A máquina desenvolvida é composta por um rotor e um sistema de controle de velocidade. As rotações do motor são transmitidas a um eixo onde se acopla o molde do grão



Esquema do motor para esfriamento da parafina

Fonte: Câmara, G. Z.; Imglez, T.M.D. (2013)

O propelente (mistura de parafina alternativa e fóssil) é aquecido até chegar ao estado líquido e inserido no molde lacrado através de um furo de alimentação localizado na tampa superior até completar seu volume. Após o preenchimento do molde a máquina é ligada a 1800 rpm.

O grão é preenchido até o endurecimento completo da parafina. Para garantir esse endurecimento, o grão gira por 8 horas. A parafina, após resfriada, contrai, por isso, abre-se, novamente o furo de alimentação e adiciona-se mais da mistura líquida feita anteriormente a fim de preencher todo o volume do case. Esse sistema do motor ligado ao grão permite resfriamento mais rápido e mistura mais homogênea do combustível. Após a fabricação uniformiza-se o centro do grão com uma broca de comprimento predefinido de forma a criar uma porta de combustão regular.

Foram medidas as densidades dos grãos dopados com parafina alternativa:

$$\rho_{85/15} = \frac{m}{v} = 0,933 \text{ g/cm}^3$$

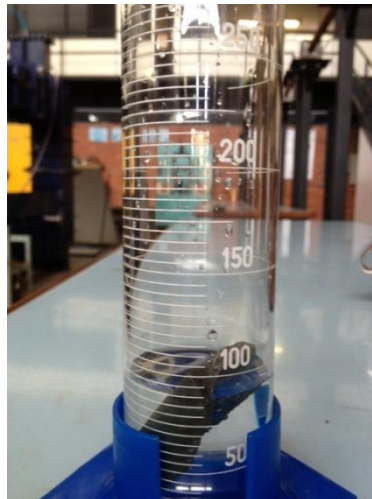


Figura 3.20: Medida da densidade dos grãos confeccionado utilizando 85% de parafina e 15% de parafina alternativa.

B. Análise de erros

Segundo Karabeyoglu *et al.* (2004) pode-se conduzir investigação para determinar o grau de incerteza na taxa de regressão. O erro relativo na estimativa do diâmetro da porta no início do decaimento do empuxo, E_{dvc} pode ser estimado em termos dos erros relativos nos valores de df , R e T .

$$R \cong 0.25(\tau_{fs}/\tau_b)(1 + d_i/d_f)^2(1 - d_i/d_f)$$

$$E_{dvc} = [E_{df}^2 + (f_R E_R)^2 + (f_T E_T)^2]^{1/2}$$

$$f_R = 2R(1 - e^{-T})/n \quad \text{e} \quad f_T = f_R [T e^{-T} / (1 - e^{-T})]$$

O erro relativo na medida do diâmetro final, E_{df} , pode ser escrito em termos do erro relativo da medida da perda da massa de combustível, $E_{\Delta M}$, densidade do combustível, E_{ρ} e comprimento do grão E_L .

$$E_{df} = 0.5(1 + d_i/d_f)[E_{\Delta M}^2 + E_{\rho}^2 + E_L^2]^{1/2}$$

O erro na estimativa da taxa de regressão, E_r , pode ser escrito em termos do erro relativo no diâmetro da porta no decaimento do empuxo, E_{dvc} , diâmetro inicial da porta, E_{di} , e tempo de queima, E_t .

$$E_r = \left[\left(\frac{d_{vc}/d_i}{d_{vc}/d_1 - 1} E_{dvc} \right)^2 + \left(\frac{1}{d_{vc}/d_i - 1} E_{di} \right)^2 + E_t^2 \right]^{1/2}$$

O erro na taxa de regressão pode ser estimado embasado nas medidas dos erros do diâmetro inicial da porta, peso de combustível consumido, densidade do combustível, comprimento do grão e tempo de queima. Tomando como base a sequência de testes dessa dissertação o desvio padrão do erro na medida da taxa de regressão foi estimado em $\pm 0,022864$ e o erro médio foi de $0,064757$ mm/s.

C. Propriedades do propelente utilizado.

Em temperatura ambiente e pressão atmosférica, o oxigênio é um gás oxidante, não tóxico, incolor, inodoro, distribuído em cilindros de aço como um gás não liquefeito à pressão de cerca de 200 bar a 21 °C.

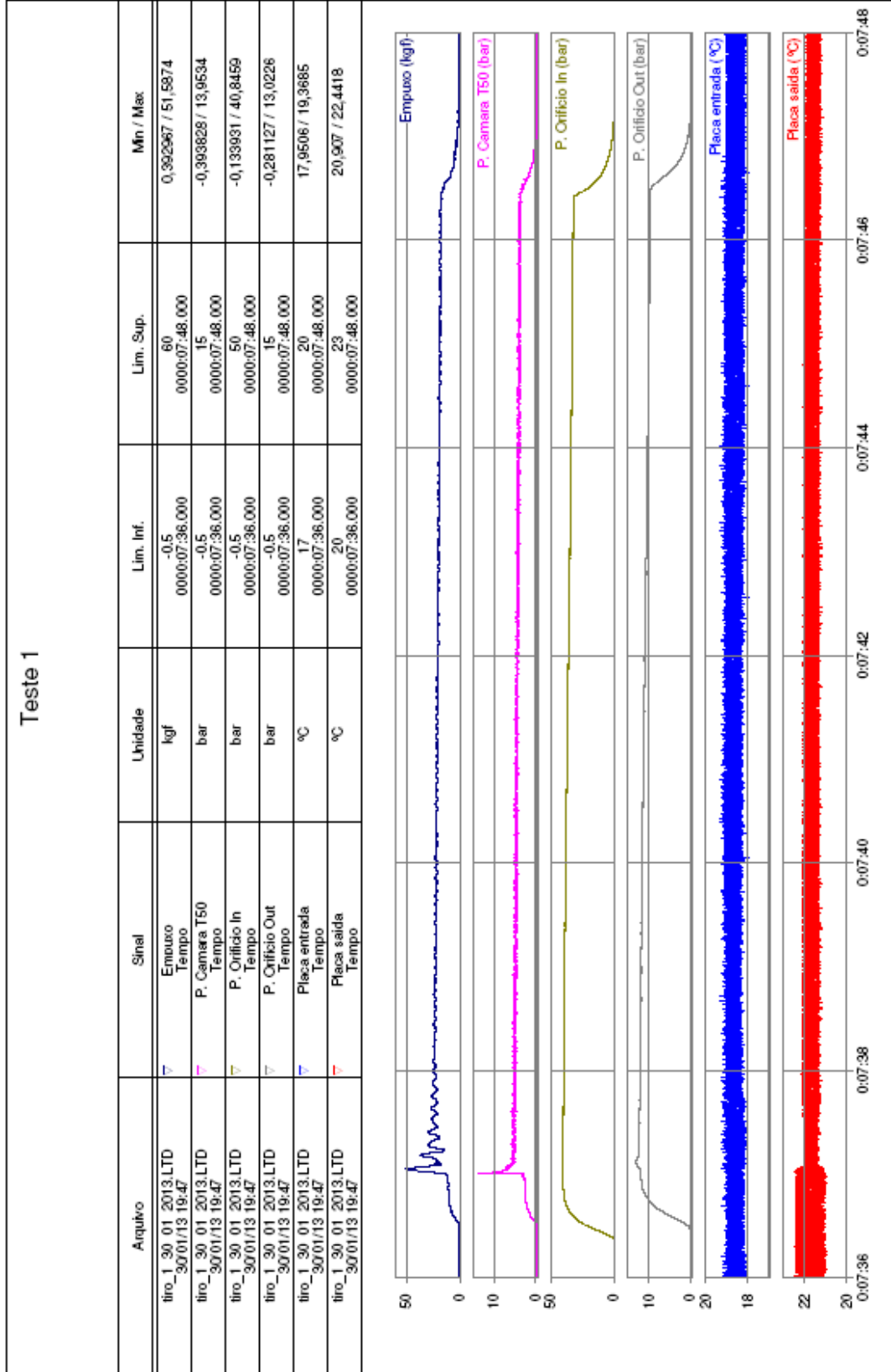
Propriedades Físicas	
Calor específico, líquido a 90,18 K.	1,703 kJ/(kg x K)
Calor latente de fusão a 54,363 K.	444,76 J/mol; 106,3 cal /mol
Calor molar específico, gás a 101,325 kPa e 25°C a pressão constante.	29,427 J/(mol x K)
Calor molar específico, gás a 101,325 kPa e 25°C a volume constante.	20,817 J/(mol x K)
Densidade absoluta, gás a 101,325 kPa e 25°C.	1,309 kg/m ³
Densidade crítica.	0,436 kg/dm ³
Densidade, líquido a 54,363 K.	1,3215 kg/L
Densidade, líquido a 90,18 K.	1,1407 kg/L
Densidade relativa, gás a 101,325 kPa e 25°C (ar=1).	1,105
Fórmula.	O ₂
Massa Molecular.	31,9988
Ponto de ebulição a 101,325 kPa.	90,18 K;
Razão do calor específico, gás a 101,325 kPa e 25°C, Cp/Cv.	1,414
Solubilidade em água a 101,325 kPa e 0°C.	4,889 cm ³ /100 cm ³ de água
Velocidade do som no O ₂ gasoso a 101,325 kPa e 20°C	326 m/s

Fonte: www.gamagases.com.br, com modificações

D. Gráficos obtidos por meio do sistema lynx

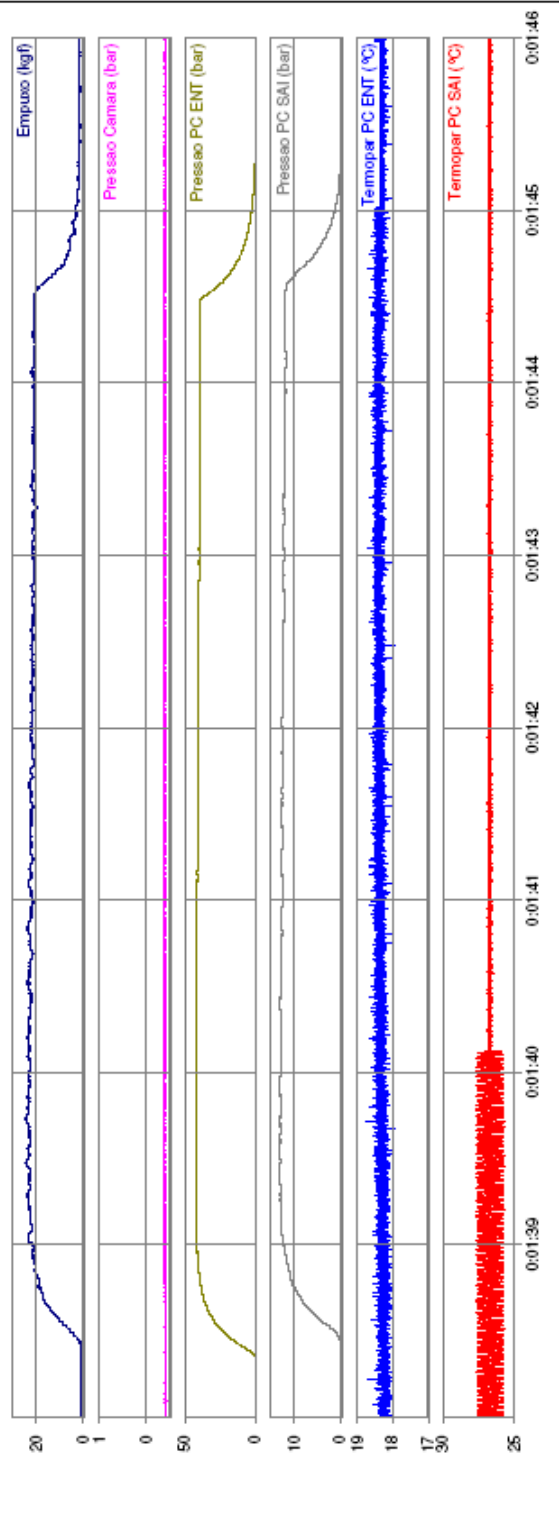
85/15 %
Data: 30/01/2013

Universidade de Brasília Engenharia Aeroespacial



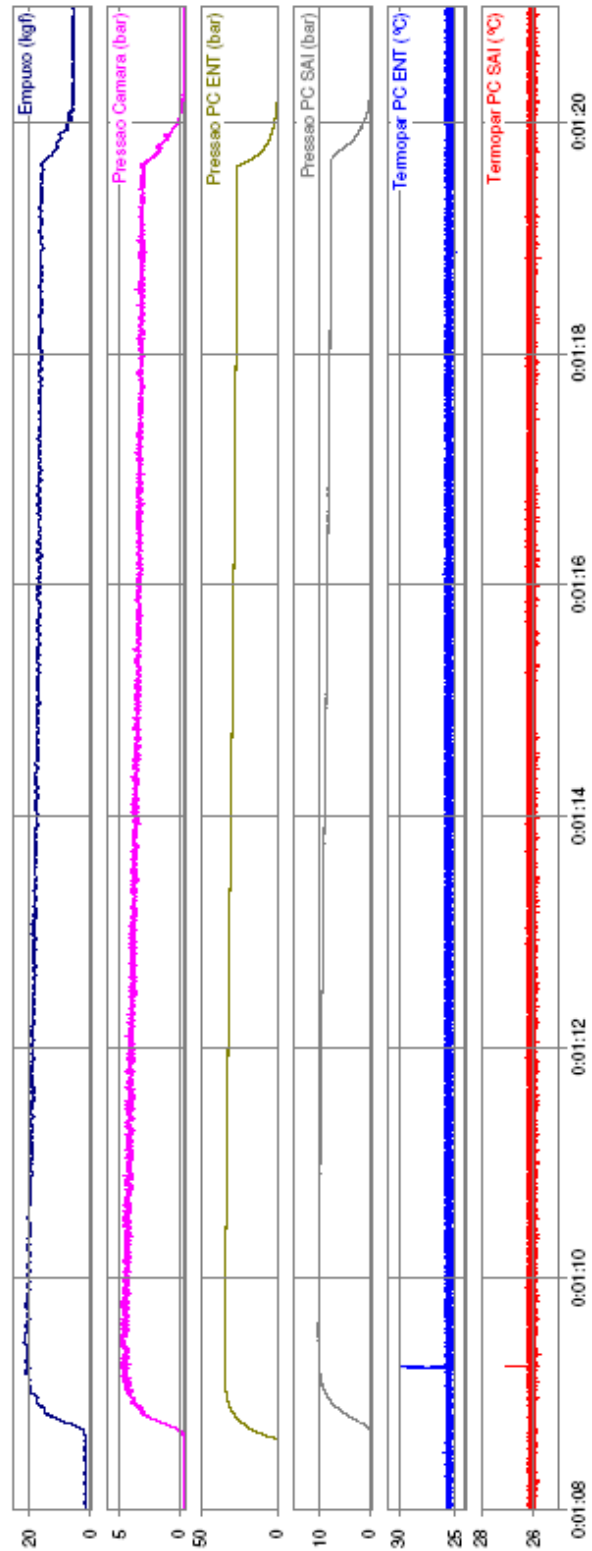
Teste 2

Arquivo	Sinal	Unidade	Lim. Inf.	Lim. Sup.	Min / Max
tiro_1_18_02_2013.LTD _18/02/13 20:58	Empuxo Tempo	kgf	-0,5 0000:01:38,000	30 0000:01:46,000	0,678799 / 24,7456
tiro_1_18_02_2013.LTD _18/02/13 20:58	Pressao Camara Tempo	bar	-0,5 0000:01:38,000	1 0000:01:46,000	-0,424189 / -0,360185
tiro_1_18_02_2013.LTD _18/02/13 20:58	Pressao PC ENT Tempo	bar	-0,5 0000:01:38,000	50 0000:01:46,000	-0,160401 / 42,6119
tiro_1_18_02_2013.LTD _18/02/13 20:58	Pressao PC SAI Tempo	bar	-0,5 0000:01:38,000	15 0000:01:46,000	-0,296521 / 13,1488
tiro_1_18_02_2013.LTD _18/02/13 20:58	Temperar PC ENT Tempo	°C	17 0000:01:38,000	19 0000:01:46,000	17,9431 / 18,7481
tiro_1_18_02_2013.LTD _18/02/13 20:58	Temperar PC SAI Tempo	°C	25 0000:01:38,000	30 0000:01:46,000	25,6753 / 27,7324



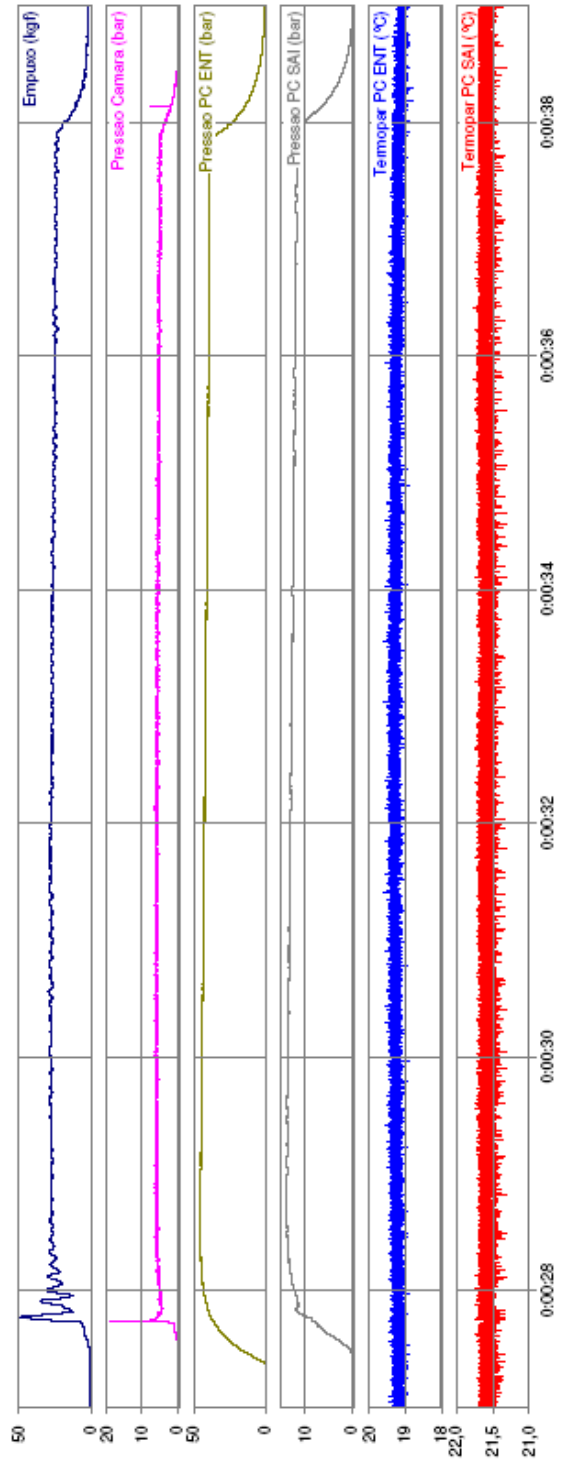
Teste 3

Arquivo	Sinal	Unidade	Lim. Inf.	Lim. Sup.	Min / Max
tiro_1_4_03_2013 teste3.LTD 04/03/13 20:25	Empuxo Tempo	kgf	-0.5 0000:01:08.000	25 0000:01:21.000	1,39642 / 21,7088
tiro_1_4_03_2013 teste3.LTD 04/03/13 20:25	Pressao Camara Tempo	bar	-0.5 0000:01:08.000	6 0000:01:21.000	-0,416599 / 5,01225
tiro_1_4_03_2013 teste3.LTD 04/03/13 20:25	Pressao PC ENT Tempo	bar	-0.5 0000:01:08.000	50 0000:01:21.000	-0,198216 / 34,8372
tiro_1_4_03_2013 teste3.LTD 04/03/13 20:25	Pressao PC SAI Tempo	bar	-0.5 0000:01:08.000	15 0000:01:21.000	-0,2996 / 10,3502
tiro_1_4_03_2013 teste3.LTD 04/03/13 20:25	Temperar PC ENT Tempo	°C	24 0000:01:08.000	31 0000:01:21.000	24,906 / 30,0028
tiro_1_4_03_2013 teste3.LTD 04/03/13 20:25	Temperar PC SAI Tempo	°C	25 0000:01:08.000	28 0000:01:21.000	25,7326 / 27,1024



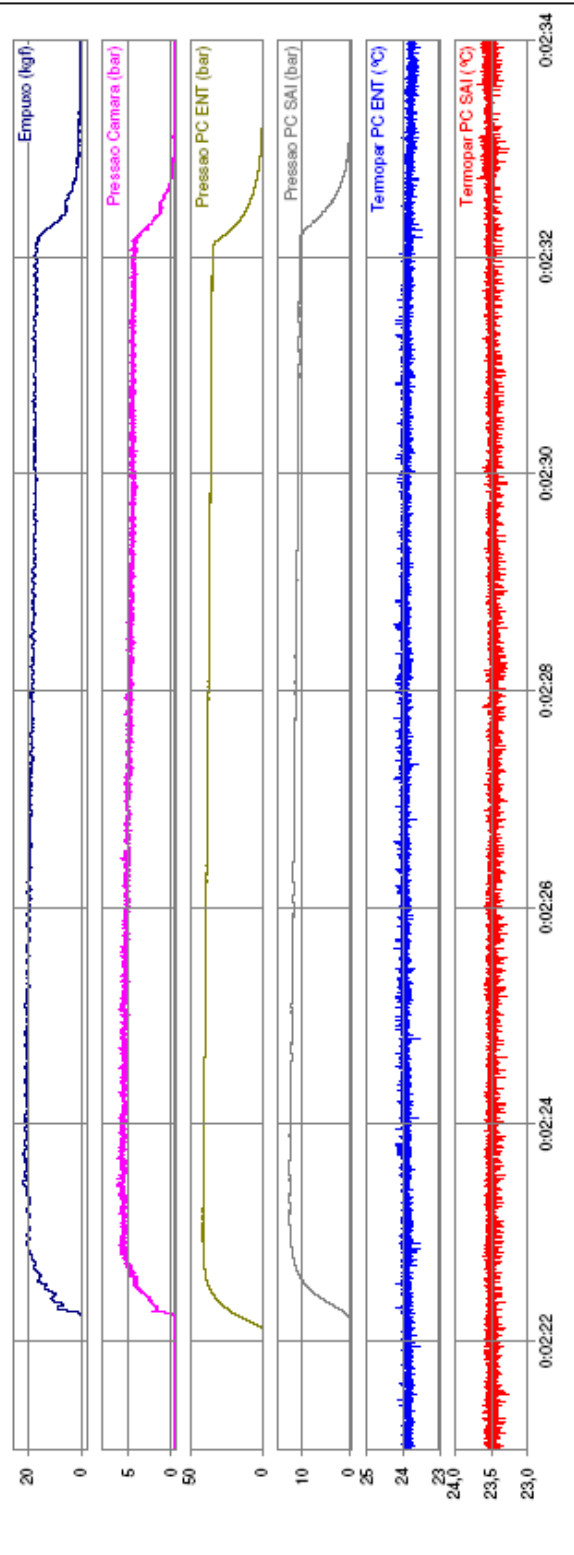
Teste 4

Arquivo	Sinal	Unidade	Lim. Inf.	Lim. Sup.	Min / Max
tiro_1_5_03_2013_teste3.LTD 05/03/13 21:01	Empuxo Tempo	kgf	-0,5 0000:00:27,000	50 0000:00:39,000	0,490271 / 52,6273
tiro_1_5_03_2013_teste3.LTD 05/03/13 21:01	Pressao Camara Tempo	bar	-0,5 0000:00:27,000	20 0000:00:39,000	-0,416699 / 19,1906
tiro_1_5_03_2013_teste3.LTD 05/03/13 21:01	Pressao PC ENT Tempo	bar	-0,5 0000:00:27,000	50 0000:00:39,000	-0,1167964 / 45,656
tiro_1_5_03_2013_teste3.LTD 05/03/13 21:01	Pressao PC SAI Tempo	bar	-0,5 0000:00:27,000	15 0000:00:39,000	-0,321162 / 14,171
tiro_1_5_03_2013_teste3.LTD 05/03/13 21:01	Temperar PC ENT Tempo	°C	18 0000:00:27,000	20 0000:00:39,000	18,7749 / 19,6218
tiro_1_5_03_2013_teste3.LTD 05/03/13 21:01	Temperar PC SAI Tempo	°C	21 0000:00:27,000	22 0000:00:39,000	21,904 / 21,7833



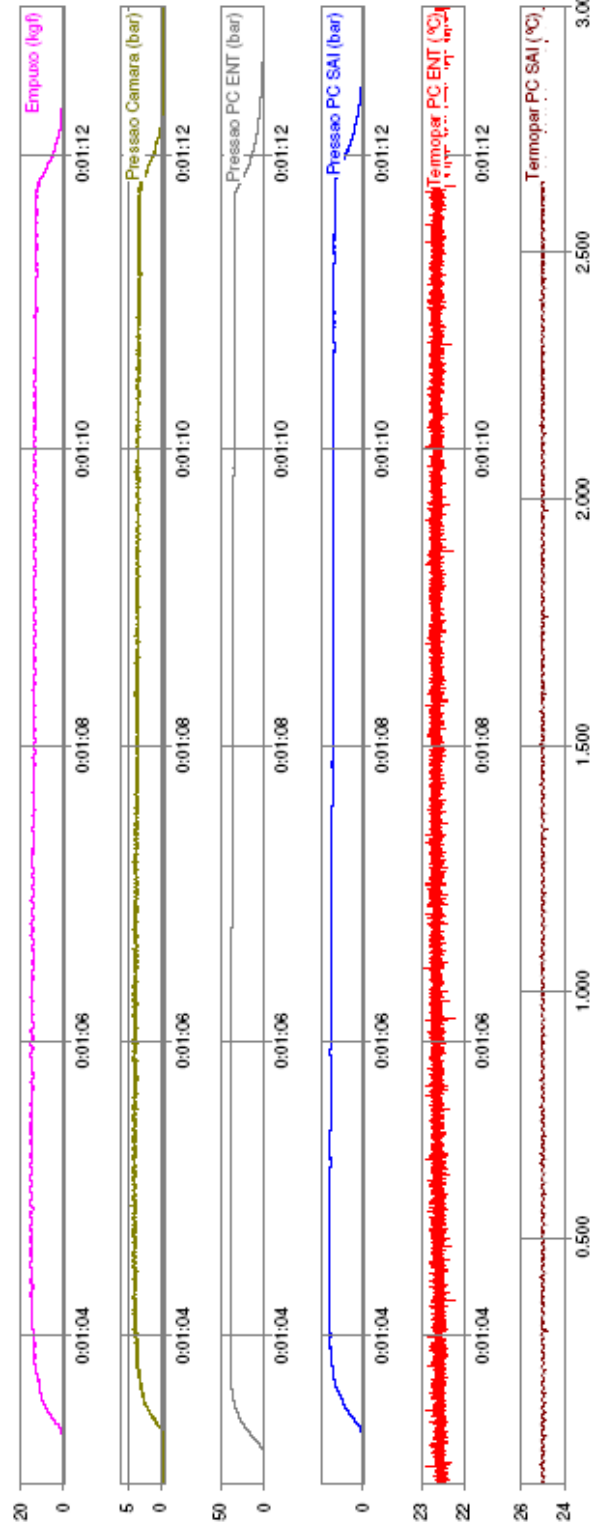
Teste 5

Arquivo	Sinal	Unidade	Lim. Inf.	Lim. Sup.	Min / Max
tiro_1_12_03_2013.LTD _12/03/13 20:49	Empuxo Tempo	kgf	0000:02:21:000 -2	0000:02:34:000 25	-0,379389 / 22,1284
tiro_1_12_03_2013.LTD _12/03/13 20:49	Pressao Camara Tempo	bar	0000:02:21:000 -0,5	0000:02:34:000 8	-0,505783 / 6,27411
tiro_1_12_03_2013.LTD _12/03/13 20:49	Pressao PC ENT Tempo	bar	0000:02:21:000 -0,5	0000:02:34:000 50	-0,205779 / 41,5077
tiro_1_12_03_2013.LTD _12/03/13 20:49	Pressao PC SAI Tempo	bar	0000:02:21:000 -0,5	0000:02:34:000 15	-0,321152 / 12,7701
tiro_1_12_03_2013.LTD _12/03/13 20:49	Temperar PC ENT Tempo	°C	0000:02:21:000 23	0000:02:34:000 25	23,5011 / 24,2737
tiro_1_12_03_2013.LTD _12/03/13 20:49	Temperar PC SAI Tempo	°C	0000:02:21:000 23	0000:02:34:000 24	23,2742 / 23,6866



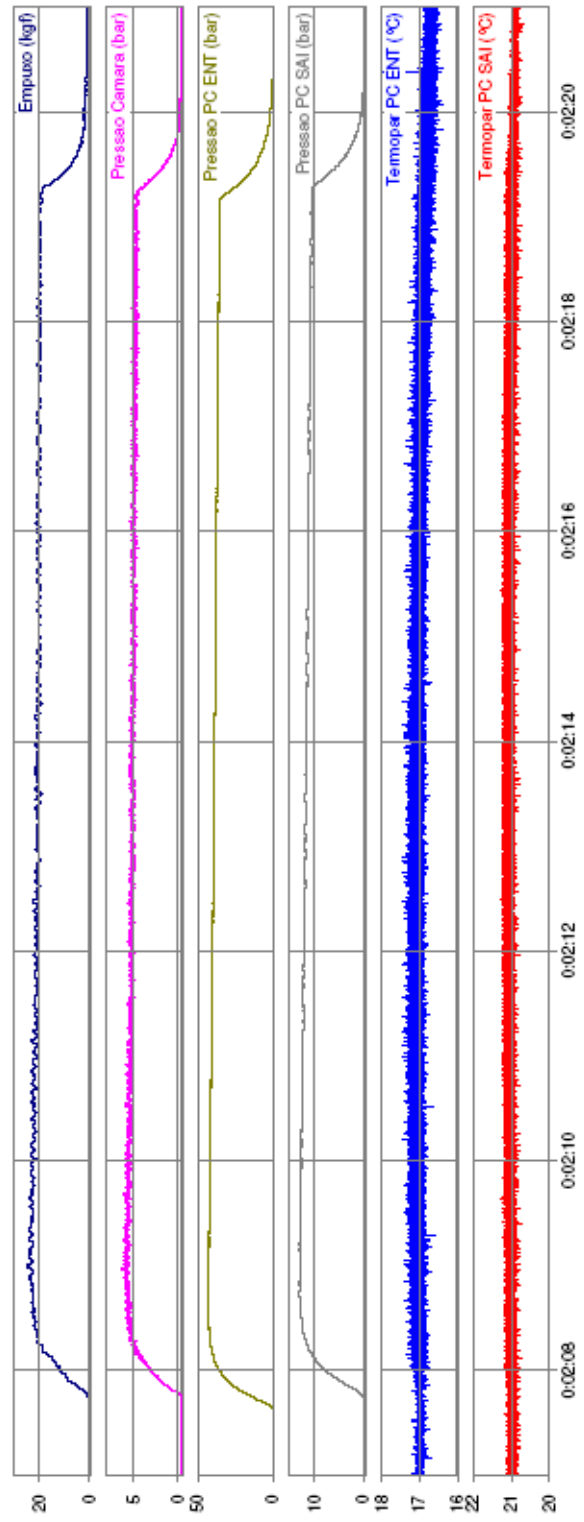
Teste 6

Arquivo	Sinal	Unidade	Lim. Inf.	Lim. Sup.	Mín / Max
tiro_1_12_03_2013.LTD 12/03/13 22:34	Empuxo Tempo	kgf	-0.5 0000:01:03.000	20 0000:01:13.000	-0,318574 / 15,9556
tiro_1_12_03_2013.LTD 12/03/13 22:34	Pressao Camara Tempo	bar	-0.5 0000:01:03.000	6 0000:01:13.000	-0,498295 / 4,48474
tiro_1_12_03_2013.LTD 12/03/13 22:34	Pressao PC ENT Tempo	bar	-0.5 0000:01:03.000	50 0000:01:13.000	-0,175527 / 96,7947
tiro_1_12_03_2013.LTD 12/03/13 22:34	Pressao PC SAI Tempo	bar	-0.5 0000:01:03.000	15 0000:01:13.000	-0,290363 / 12,0836
tiro_1_12_03_2013.LTD 12/03/13 22:34	Temperar PC ENT Tempo	°C	22 0000:01:03.000	23 0000:01:13.000	22,1977 / 22,945
tiro_1_12_03_2013.LTD 12/03/13 22:34	Temperar PC SAI Tempo	°C	24 0000:01:00.000	26 0000:01:03.000	24,7845 / 25,1683



Teste 7

Arquivo	Sinal	Unidade	Lim. Inf.	Lim. Sup.	Mn / Max
tiro_1 grau 2 20 03 2013.LTD 20/03/13 21:04	Empuxo Tempo	kgf	-0.5 0000:02:07.000	30 0000:02:21.000	-0,00233346 / 24,7982
tiro_1 grau 2 20 03 2013.LTD 20/03/13 21:04	Pressao Camara Tempo	bar	-0.5 0000:02:07.000	8 0000:02:21.000	-0,486808 / 6,25893
tiro_1 grau 2 20 03 2013.LTD 20/03/13 21:04	Pressao PC ENT Tempo	bar	-0.5 0000:02:07.000	50 0000:02:21.000	-0,141484 / 43,164
tiro_1 grau 2 20 03 2013.LTD 20/03/13 21:04	Pressao PC SAI Tempo	bar	-0.5 0000:02:07.000	15 0000:02:21.000	-0,284206 / 13,0503
tiro_1 grau 2 20 03 2013.LTD 20/03/13 21:04	Temperar PC ENT Tempo	°C	16 0000:02:07.000	18 0000:02:21.000	16,3942 / 18,148
tiro_1 grau 2 20 03 2013.LTD 20/03/13 21:04	Temperar PC SAI Tempo	°C	20 0000:02:07.000	22 0000:02:21.000	20,8929 / 21,2801



Universidade de Brasília

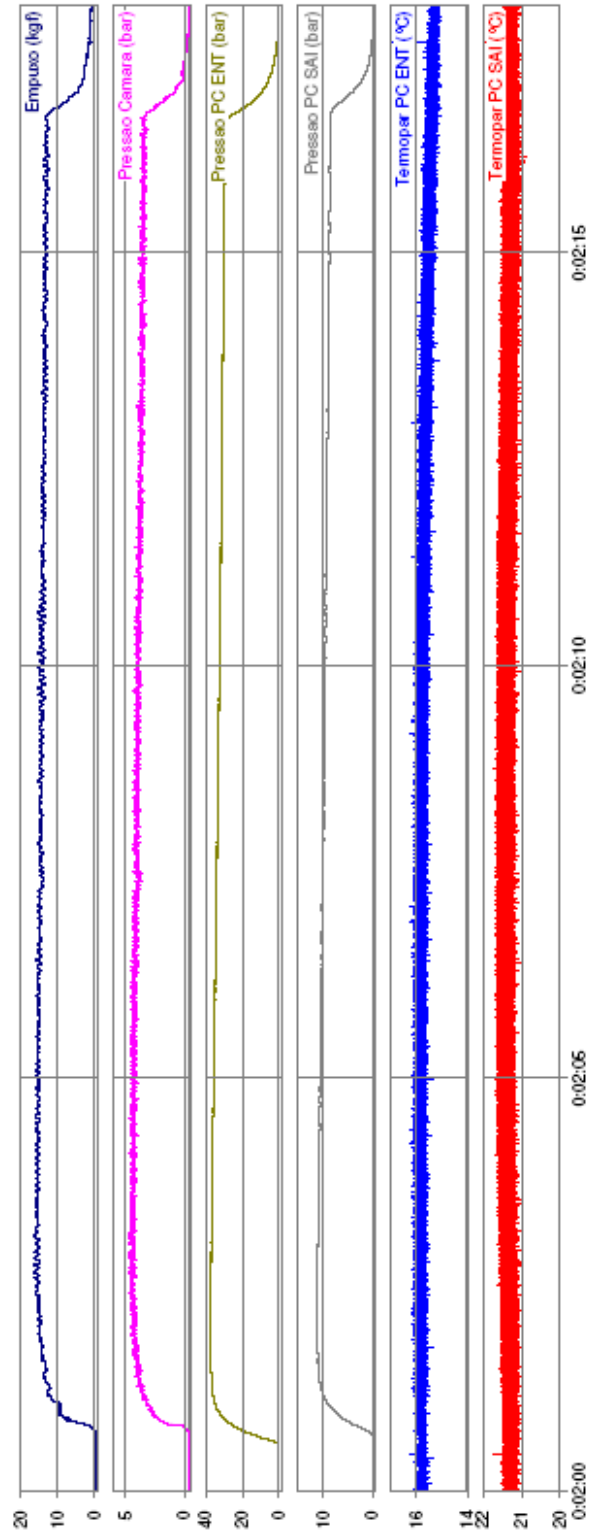
Engenharia Aeroespacial

85/15 %

Data: 20/03/2013

Teste 8

Arquivo	Sinal	Unidade	Lim. Inf.	Lim. Sup.	Mín / Máx
tiro_1 grau 3_20 03 2013.LTD 20/03/13 22:34	Empuxo Tempo	kgf	-1 0000:02:00:000	20 0000:02:18:000	-0,799015 / 16,582
tiro_1 grau 3_20 03 2013.LTD 20/03/13 22:34	Pressao Camara Tempo	bar	-0,5 0000:02:00:000	6 0000:02:18:000	-0,509578 / 4,70485
tiro_1 grau 3_20 03 2013.LTD 20/03/13 22:34	Pressao PC ENT Tempo	bar	-2 0000:02:00:000	40 0000:02:18:000	-0,133931 / 37,9191
tiro_1 grau 3_20 03 2013.LTD 20/03/13 22:34	Pressao PC SAI Tempo	bar	-0,5 0000:02:00:000	15 0000:02:18:000	-0,281127 / 11,3262
tiro_1 grau 3_20 03 2013.LTD 20/03/13 22:34	Temperar PC ENT Tempo	°C	14 0000:02:00:000	17 0000:02:18:000	15,0193 / 16,9951
tiro_1 grau 3_20 03 2013.LTD 20/03/13 22:34	Temperar PC SAI Tempo	°C	20 0000:02:00:000	22 0000:02:18:000	20,8632 / 22,2442



Universidade de Brasília

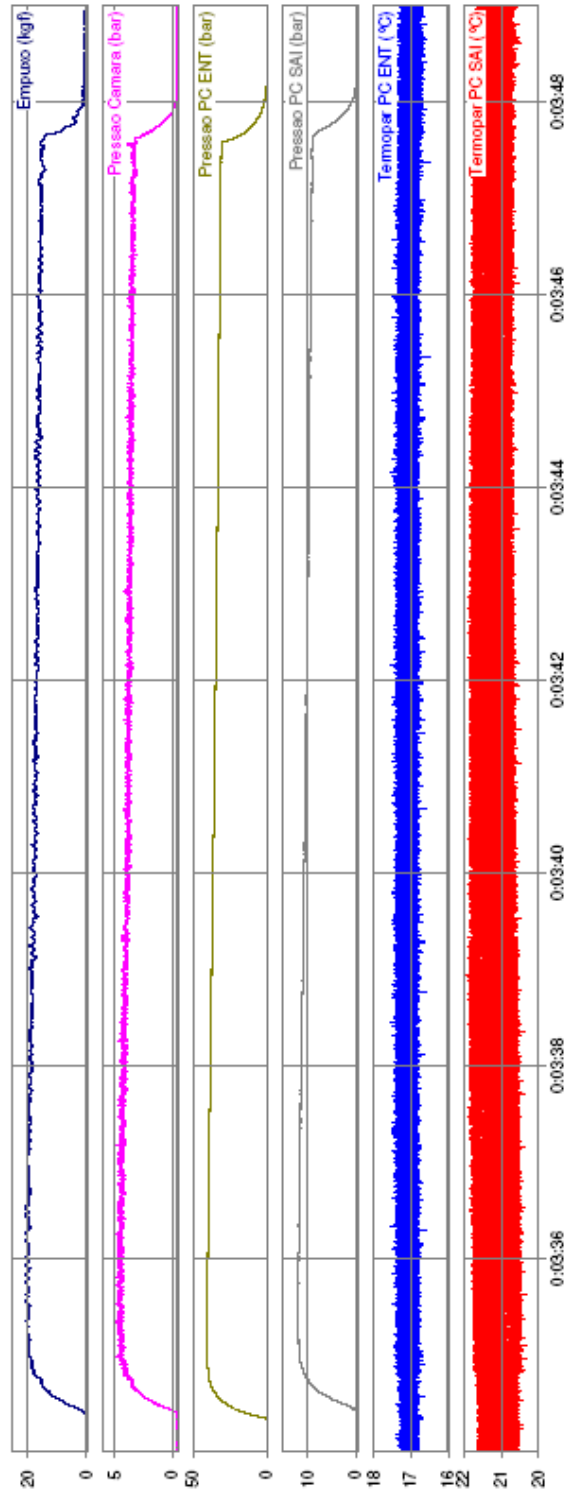
Engenharia Aeroespacial

85/15 %

Data: 20/03/2013

Teste 9

Arquivo	Sinal	Unidade	Lim. Inf.	Lim. Sup.	Min / Max
tiro_teste_3_crao_4_20_03_2013\LTD_21/03/13_00:44	Empuxo Tempo	kgf	-0.5 0000:03:34.000	25 0000:03:49.000	-0,00233346 / 20,8878
tiro_teste_3_crao_4_20_03_2013\LTD_21/03/13_00:44	Pressao Camara Tempo	bar	-0.5 0000:03:34.000	6 0000:03:49.000	-0,519066 / 4,86614
tiro_teste_3_crao_4_20_03_2013\LTD_21/03/13_00:44	Pressao PC ENT Tempo	bar	-0.5 0000:03:34.000	50 0000:03:49.000	-0,15682 / 40,9329
tiro_teste_3_crao_4_20_03_2013\LTD_21/03/13_00:44	Pressao PC SAI Tempo	bar	-0.5 0000:03:34.000	15 0000:03:49.000	-0,305758 / 12,0651
tiro_teste_3_crao_4_20_03_2013\LTD_21/03/13_00:44	Temperar PC ENT Tempo	°C	16 0000:03:34.000	18 0000:03:49.000	16,486 / 17,5516
tiro_teste_3_crao_4_20_03_2013\LTD_21/03/13_00:44	Temperar PC SAI Tempo	°C	20 0000:03:34.000	22 0000:03:49.000	20,3124 / 21,9167



Universidade de Brasília

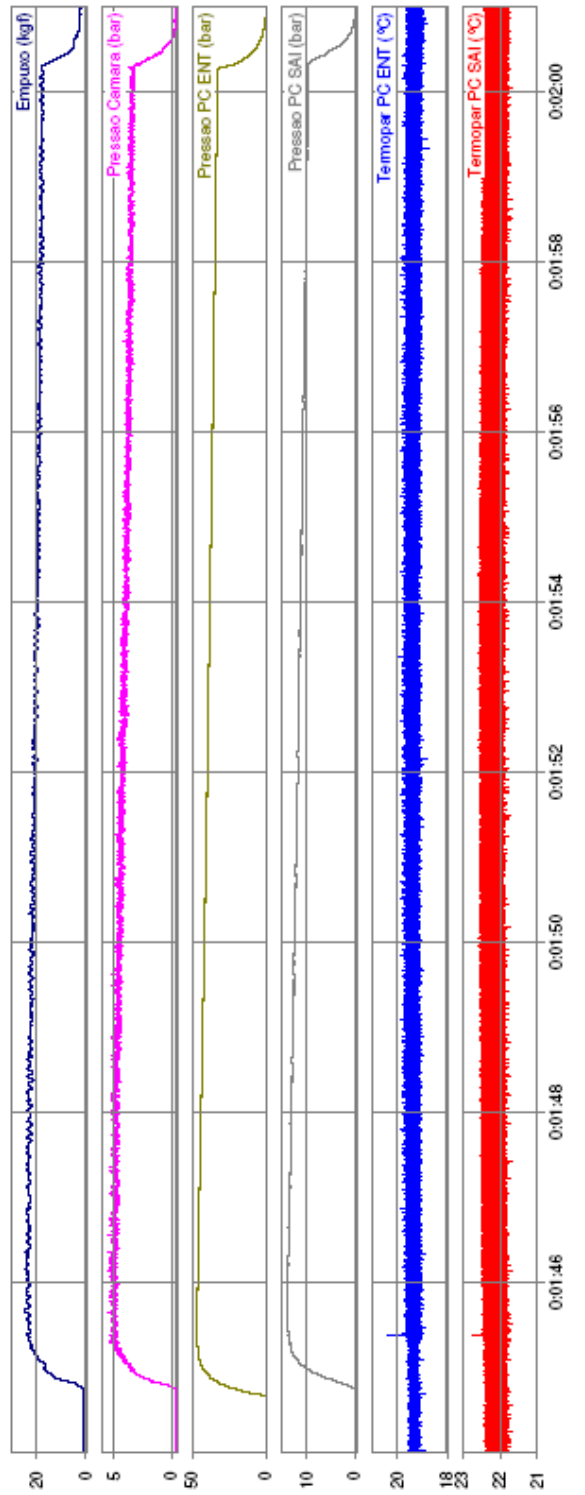
Engenharia Aeroespacial

85/15 %

Data: 21/03/2013

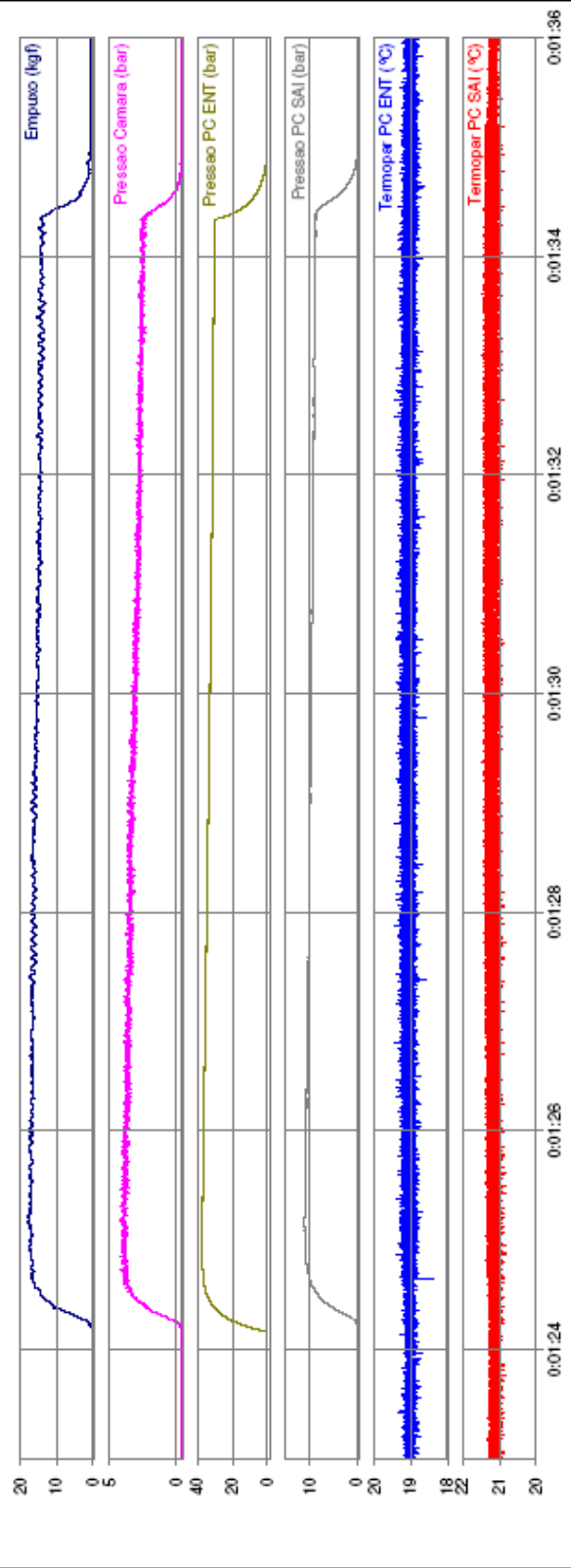
Teste 10

Arquivo	Sinal	Unidade	Lim. Inf.	Lim. Sup.	Min / Max
tiro_1_teste_1_arao_5_21_03_2013.LTD	Empuxo Tempo	kgf	-0.5 0000:01:44.000	30 0000:02:01.000	0,867327 / 24,9137
tiro_1_teste_1_arao_5_21_03_2013.LTD	Pressao Camara Tempo	bar	-0.5 0000:01:44.000	6 0000:02:01.000	-0,513373 / 5,52289
tiro_1_teste_1_arao_5_21_03_2013.LTD	Pressao PC ENT Tempo	bar	-0.5 0000:01:44.000	50 0000:02:01.000	-0,164183 / 47,0287
tiro_1_teste_1_arao_5_21_03_2013.LTD	Pressao PC SAI Tempo	bar	-0.5 0000:01:44.000	15 0000:02:01.000	-0,290363 / 14,1064
tiro_1_teste_1_arao_5_21_03_2013.LTD	Termopar PC ENT Tempo	°C	18 0000:01:44.000	21 0000:02:01.000	18,7599 / 20,3865
tiro_1_teste_1_arao_5_21_03_2013.LTD	Termopar PC SAI Tempo	°C	21 0000:01:44.000	23 0000:02:01.000	21,8553 / 22,7419



Teste 11

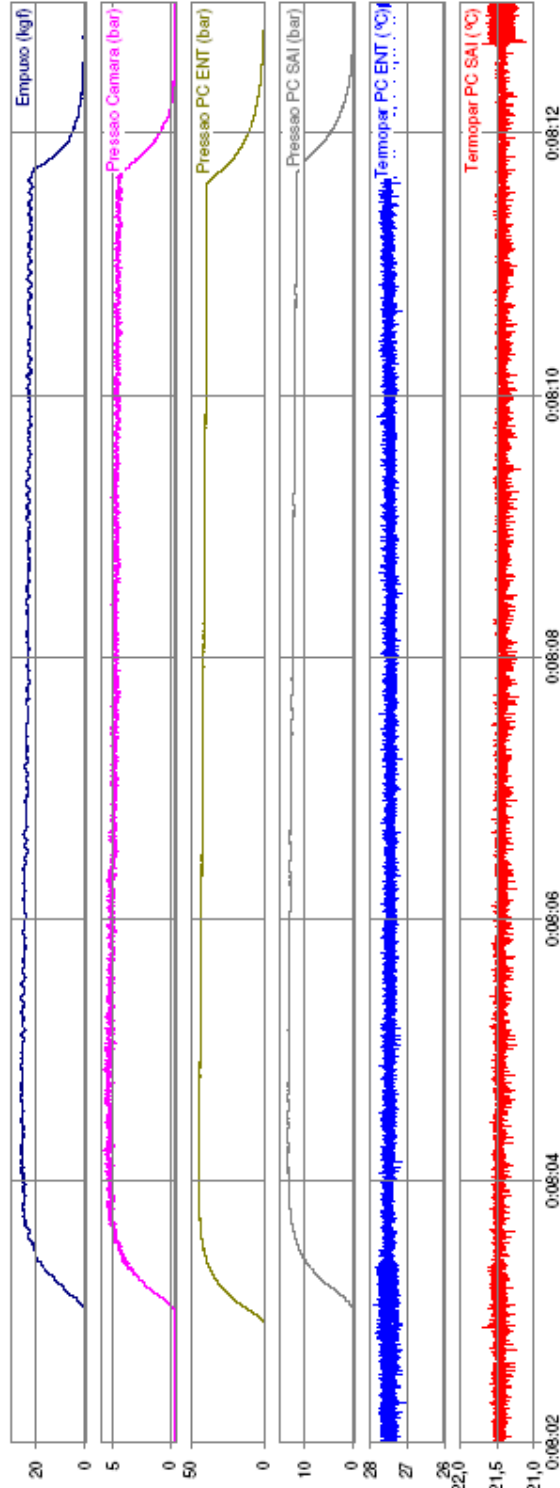
Arquivo	Sinal	Unidade	Lim. Inf.	Lim. Sup.	Mín / Máx
tiro_1_teste_2_arco_1_21_03_2013.LTD 21/03/13 21:29	Empuxo Tempo	kgf	-0,5 0000:01:23:000	20 0000:01:36:000	-0,154372 / 17,8835
tiro_1_teste_2_arco_1_21_03_2013.LTD 21/03/13 21:29	Pressao Camara Tempo	bar	-0,5 0000:01:23:000	5 0000:01:36:000	-0,479218 / 4,13559
tiro_1_teste_2_arco_1_21_03_2013.LTD 21/03/13 21:29	Pressao PC ENT Tempo	bar	-2 0000:01:23:000	40 0000:01:36:000	-0,15662 / 37,4842
tiro_1_teste_2_arco_1_21_03_2013.LTD 21/03/13 21:29	Pressao PC SAI Tempo	bar	-0,5 0000:01:23:000	15 0000:01:36:000	-0,296521 / 11,1199
tiro_1_teste_2_arco_1_21_03_2013.LTD 21/03/13 21:29	Temperopar PC ENT Tempo	°C	18 0000:01:23:000	20 0000:01:36:000	18,401 / 19,4718
tiro_1_teste_2_arco_1_21_03_2013.LTD 21/03/13 21:29	Temperopar PC SAI Tempo	°C	20 0000:01:23:000	22 0000:01:36:000	20,8155 / 21,4979



85/15 %
Data: 05/04/2013

Teste 12

Arquivo	Sinal	Unidade	Lim. Inf.	Lim. Sup.	Mín / Max
tiro_1_teste 1 05 04 2013.LTD 05/04/13 22:07	Empuxo Tempo	kgf	-0.5 0000:08:02:000	30 0000:08:13:000	-0,367226 / 26,6713
tiro_1_teste 1 05 04 2013.LTD 05/04/13 22:07	Pressao Camara Tempo	bar	-0.5 0000:08:02:000	6 0000:08:13:000	-0,494398 / 5,80352
tiro_1_teste 1 05 04 2013.LTD 05/04/13 22:07	Pressao PC ENT Tempo	bar	-0.5 0000:08:02:000	50 0000:08:13:000	-0,175527 / 44,5972
tiro_1_teste 1 05 04 2013.LTD 05/04/13 22:07	Pressao PC SAI Tempo	bar	-0.5 0000:08:02:000	15 0000:08:13:000	-0,305758 / 13,6476
tiro_1_teste 1 05 04 2013.LTD 05/04/13 22:07	Temperar PC ENT Tempo	°C	26 0000:08:02:000	28 0000:08:13:000	27,0404 / 27,8862
tiro_1_teste 1 05 04 2013.LTD 05/04/13 22:07	Temperar PC SAI Tempo	°C	21 0000:08:02:000	22 0000:08:13:000	21,1102 / 21,7797



Universidade de Brasília

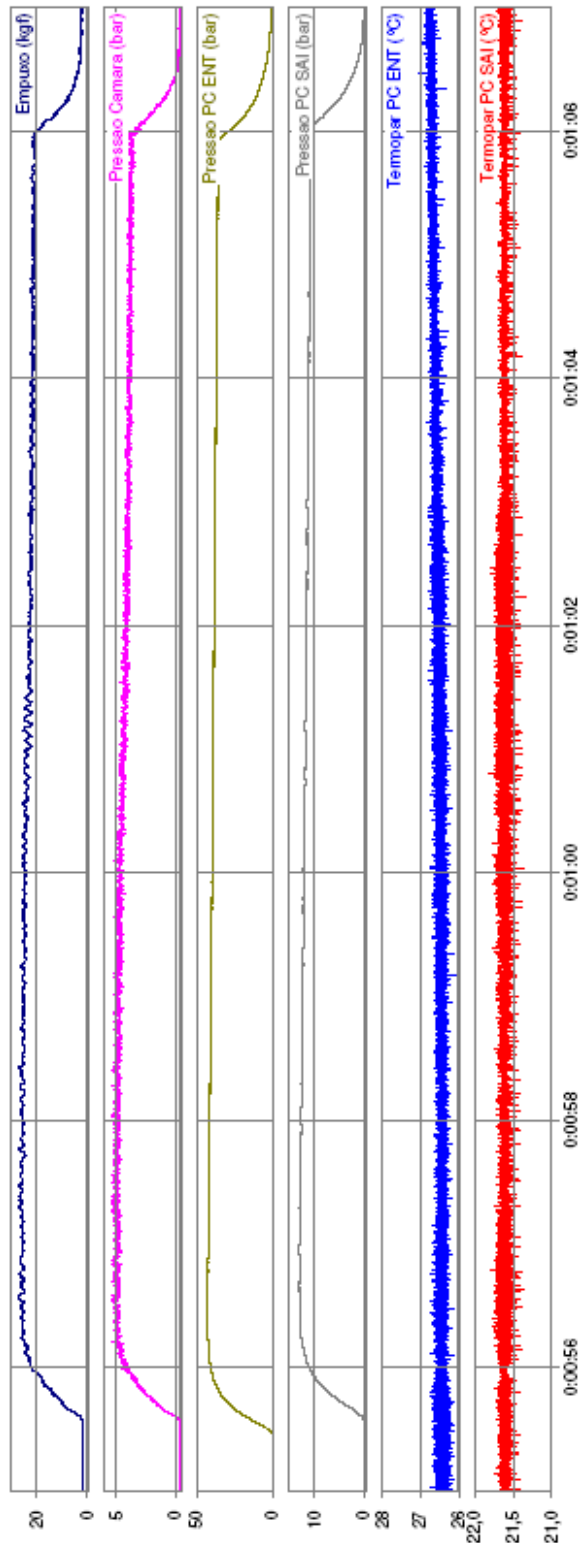
Engenharia Aeroespacial

85/15 %

Data: 05/04/2013

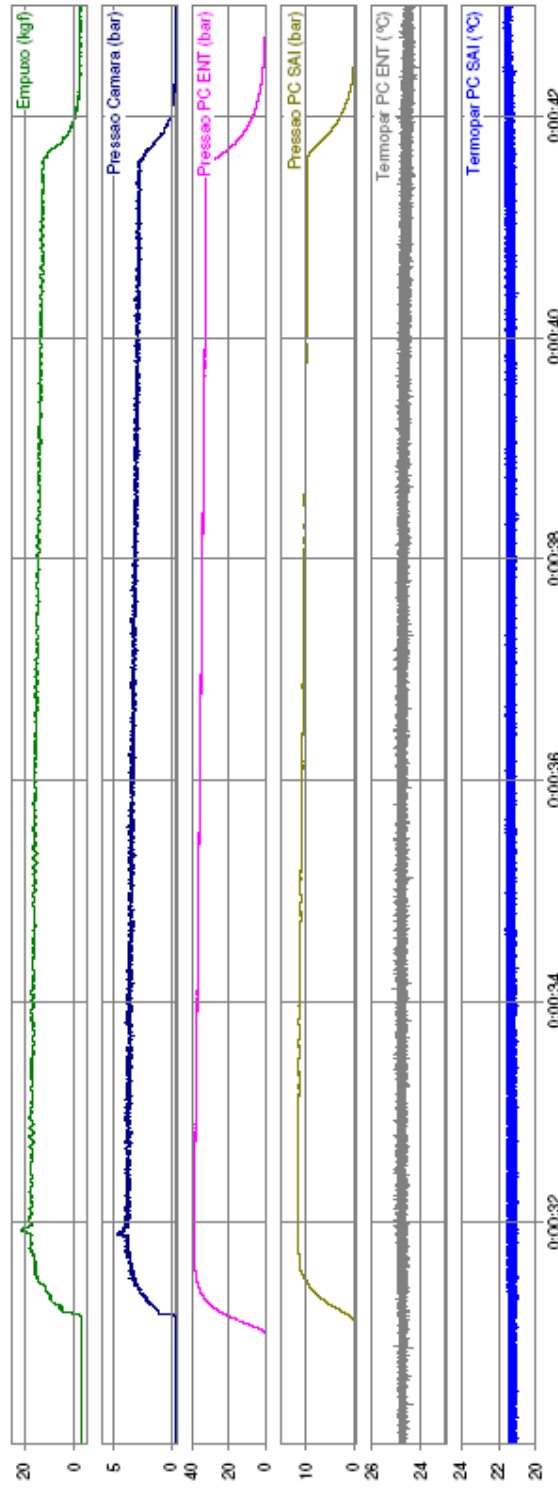
Teste 13

Arquivo	Sinal	Unidade	Lim. Inf.	Lim. Sup.	Mín / Max
tiro_1_teste 2_05_04_2013.LTD 06/04/13 00:05	Empuxo Tempo	kgf	-0,5 0000:00:55,000	30 0000:01:07,000	1,35993 / 27,3342
tiro_1_teste 2_05_04_2013.LTD 06/04/13 00:05	Pressao Camara Tempo	bar	-0,5 0000:00:55,000	6 0000:01:07,000	-0,483013 / 5,41643
tiro_1_teste 2_05_04_2013.LTD 06/04/13 00:05	Pressao PC ENT Tempo	bar	-0,5 0000:00:55,000	50 0000:01:07,000	-0,126368 / 42,9863
tiro_1_teste 2_05_04_2013.LTD 06/04/13 00:05	Pressao PC SAI Tempo	bar	-0,5 0000:00:55,000	15 0000:01:07,000	-0,287285 / 13,0842
tiro_1_teste 2_05_04_2013.LTD 06/04/13 00:05	Temperar PC ENT Tempo	°C	26 0000:00:55,000	28 0000:01:07,000	26,1037 / 27,0392
tiro_1_teste 2_05_04_2013.LTD 06/04/13 00:05	Temperar PC SAI Tempo	°C	21 0000:00:55,000	22 0000:01:07,000	21,3406 / 21,8107



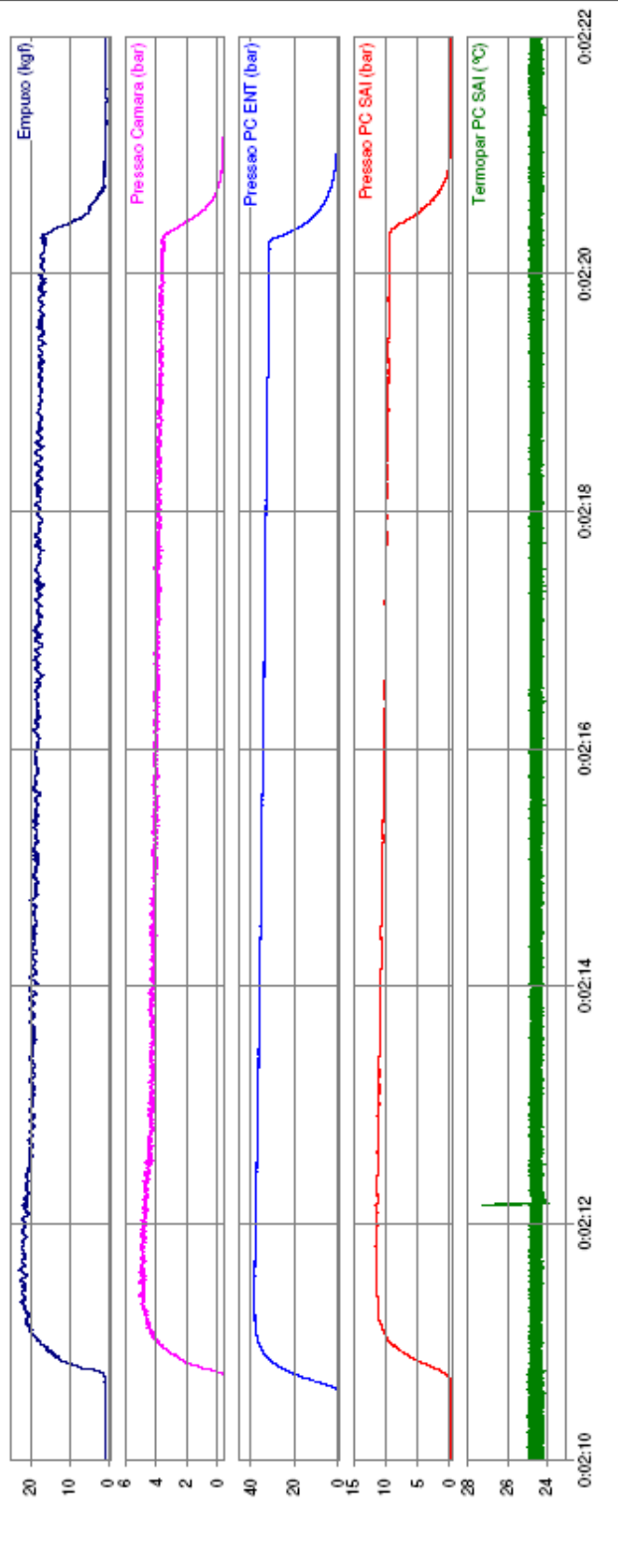
Teste 14

Arquivo	Sinal	Unidade	Lim. Inf.	Lim. Sup.	Min / Max
tiro_1_teste 1_06_04_2013.LTD 06/04/13 13:26	Empuxo Tempo	kgf	-5 0000:00:30:000	25 0000:00:43:000	-3,12216 / 21,7982
tiro_1_teste 1_06_04_2013.LTD 06/04/13 13:26	Pressao Camara Tempo	bar	-0,5 0000:00:30:000	6 0000:00:43:000	-0,468193 / 4,77316
tiro_1_teste 1_06_04_2013.LTD 06/04/13 13:26	Pressao PC ENT Tempo	bar	-0,5 0000:00:30:000	40 0000:00:43:000	-0,15662 / 39,0611
tiro_1_teste 1_06_04_2013.LTD 06/04/13 13:26	Pressao PC SAI Tempo	bar	-0,5 0000:00:30:000	15 0000:00:43:000	-0,290363 / 11,8311
tiro_1_teste 1_06_04_2013.LTD 06/04/13 13:26	Temperar PC ENT Tempo	°C	23 0000:00:30:000	26 0000:00:43:000	24,1223 / 25,1402
tiro_1_teste 1_06_04_2013.LTD 06/04/13 13:26	Temperar PC SAI Tempo	°C	20 0000:00:30:000	24 0000:00:43:000	20,9237 / 21,7871



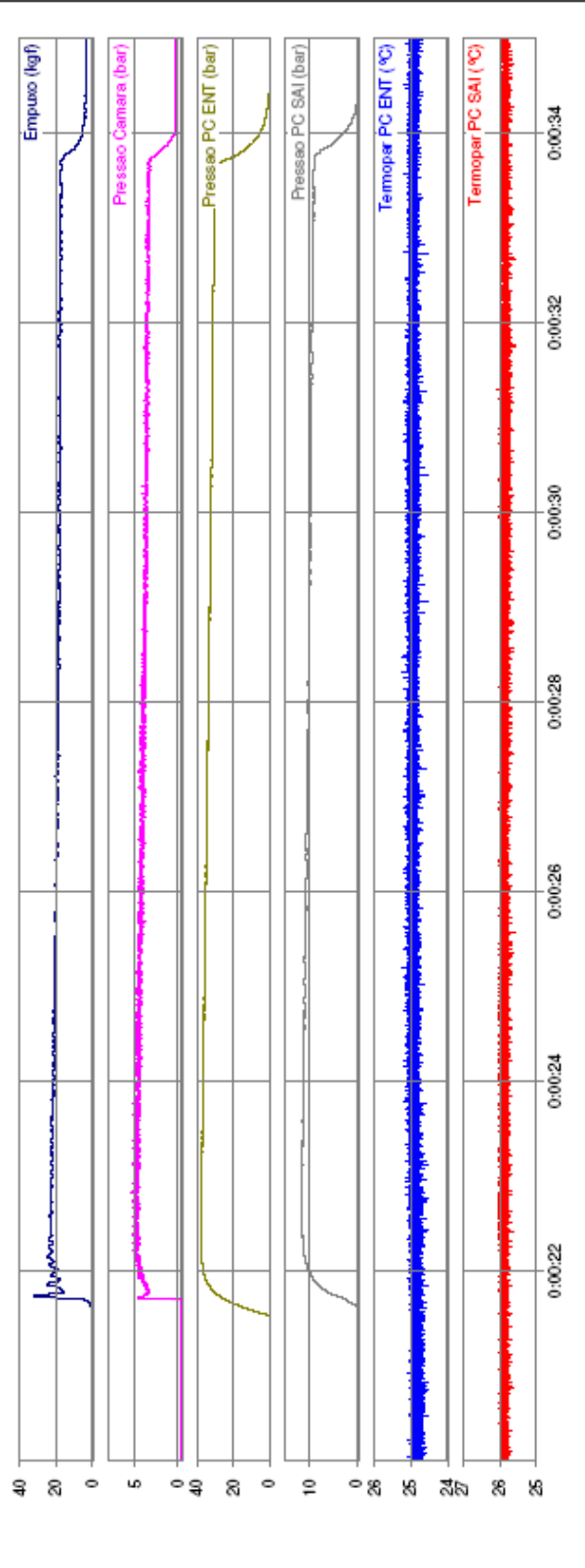
Teste 15

Arquivo	Sinal	Unidade	Lim. Inf.	Lim. Sup.	Mín / Max
tiro_2_teste 1_06_04_2013.LTD 06/04/13 15:25	Empuxo Tempo	kgf	-0,5 0000:02:10.000	25 0000:02:22.000	0,435538 / 23,1987
tiro_2_teste 1_06_04_2013.LTD 06/04/13 15:25	Pressao Camara Tempo	bar	-0,5 0000:02:10.000	6 0000:02:22.000	-0,481115 / 5,15077
tiro_2_teste 1_06_04_2013.LTD 06/04/13 15:25	Pressao PC ENT Tempo	bar	-0,5 0000:02:10.000	45 0000:02:22.000	-0,171745 / 38,2972
tiro_2_teste 1_06_04_2013.LTD 06/04/13 15:25	Pressao PC SAI Tempo	bar	-0,5 0000:02:10.000	15 0000:02:22.000	-0,296521 / 11,7295
tiro_2_teste 1_06_04_2013.LTD 06/04/13 15:25	Temperar PC SAI Tempo	°C	23 0000:02:10.000	28 0000:02:22.000	23,9073 / 27,2505



100 %
Data: 23/02/2013

Teste 1					
Parafina Sem Dopagem					
Arquivo	Sinal	Unidade	Lim. Inf.	Lim. Sup.	Min / Max
tiro_1_23_02_2013.LTD _23/02/13 17:22	Empuxo Tempo	kgf	-0,5 0000:00:20,000	40 0000:00:35,000	0,532842 / 32,1325
tiro_1_23_02_2013.LTD _23/02/13 17:22	Pressao Camara Tempo	bar	-0,5 0000:00:20,000	8 0000:00:35,000	-0,414701 / 5,37278
tiro_1_23_02_2013.LTD _23/02/13 17:22	Pressao PC ENT Tempo	bar	-0,5 0000:00:20,000	40 0000:00:35,000	-0,205779 / 38,0628
tiro_1_23_02_2013.LTD _23/02/13 17:22	Pressao PC SAI Tempo	bar	-0,5 0000:00:20,000	15 0000:00:35,000	-0,318073 / 11,7849
tiro_1_23_02_2013.LTD _23/02/13 17:22	Temperar PC ENT Tempo	°C	24 0000:00:20,000	26 0000:00:35,000	24,5328 / 25,2772
tiro_1_23_02_2013.LTD _23/02/13 17:22	Temperar PC SAI Tempo	°C	25 0000:00:20,000	27 0000:00:35,000	25,58 / 26,0731



Teste 2
Parafina Sem Dopagem

Arquivo	Sinal	Unidade	Lim. Inf.	Lim. Sup.	Min / Max
tiro_1_15_01_2013.LTD 15/01/13 20:31	Empuxo Tempo	kgf	0 0000:00:31.000	20 0000:00:43.000	2,35122 / 16,5212
tiro_1_15_01_2013.LTD 15/01/13 20:31	P. Camara T50 Tempo	bar	-0.5 0000:00:31.000	3 0000:00:43.000	-0,384341 / 2,89156
tiro_1_15_01_2013.LTD 15/01/13 20:31	P. Orificio In Tempo	bar	-0.5 0000:00:31.000	30 0000:00:43.000	-0,18309 / 22,5436
tiro_1_15_01_2013.LTD 15/01/13 20:31	P. Orificio Out Tempo	bar	-0.5 0000:00:31.000	8 0000:00:43.000	-0,296521 / 6,33533
tiro_1_15_01_2013.LTD 15/01/13 20:31	Placa entrada Tempo	°C	18 0000:00:31.000	20 0000:00:43.000	18,2503 / 19,259

