

**UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA
FACULDADE DE TECNOLOGIA
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA**

**AVALIAÇÃO EXPERIMENTAL DA QUEIMA DE
PARAFINA E ÓXIDO NITROSO EM MOTORES HÍBRIDOS**

ARTUR ELIAS DE MORAIS BERTOLDI

ORIENTADOR: CARLOS ALBERTO GURGEL VERAS

DISSERTAÇÃO DE MESTRADO EM CIÊNCIAS MECÂNICAS

PUBLICAÇÃO: ENM.DM-120A/07

BRASÍLIA/DF: 20 DE DEZEMBRO – 2007

**UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA
FACULDADE DE TECNOLOGIA
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA**

**AVALIAÇÃO EXPERIMENTAL DA QUEIMA DE PARAFINA E
ÓXIDO NITROSO EM MOTORES HÍBRIDOS**

ARTUR ELIAS DE MORAIS BERTOLDI

**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 EM CIÊNCIAS MECÂNICAS.**

APROVADA POR:

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

**Prof. José Leonardo Ferreira, Dr. (IF – UnB)
(Examinador Externo)**

**Prof. Fernando de Souza Costa, Dr. (LCP – INPE)
(Examinador Externo)**

BRASÍLIA/DF, 20 DE DEZEMBRO DE 2007.

FICHA CATALOGRÁFICA

BERTOLDI, ARTUR ELIAS DE MORAIS

Avaliação Experimental da Queima de Parafina e Óxido Nitroso em Motores Híbridos [Distrito Federal] 2007.

xiv, 115p., 210 x 297 mm (ENM/FT/UnB, Mestre, Ciências Mecânicas, 2007).

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

Departamento de Engenharia Mecânica.

1. Propulsão Aeroespacial

2. Foguetes Híbridos

3. Combustão da Parafina

4. Estudo da Taxa de Regressão

I. ENM/FT/UnB

II. Título (série)

REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA

BERTOLDI, A. E. M. (2007). Avaliação Experimental da Queima de Parafina e Óxido Nitroso em Motores Híbridos. Dissertação de Mestrado em Ciências Mecânicas, Publicação ENM.DM-120A/07, Departamento de Engenharia Mecânica, Universidade de Brasília, Brasília, DF, 115p.

CESSÃO DE DIREITOS

AUTOR: Artur Elias de Moraes Bertoldi.

TÍTULO: Avaliação Experimental da Queima de Parafina e Óxido Nitroso em Motores Híbridos.

GRAU: Mestre

ANO: 2007

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 dessa dissertação de mestrado pode ser reproduzida sem autorização por escrito do autor.

Artur Elias de Moraes Bertoldi

E-mail: bertoldi_br@yahoo.com.br

Rua Mizaél Cruvinel Borges, nº 90, Boa Vista.

CEP: 38.070-300 UBERABA – MG – Brasil.

AGRADECIMENTOS.

Este momento do texto é reflexivo e prazeroso. Reflexivo, pois é o momento de lembrar que nenhuma obra é desprovida de coletividade. Prazeroso, pois se pode agradecer em primeira pessoa a todos aqueles que, a contento ou não, influenciaram aos caminhos que levaram ao entardecer de mais um ciclo de conhecimento.

Primeiramente, gostaria de agradecer a minha mãe, Edna Maria, por ter a certeza que eu nem sempre tive e por tudo o que ela representa. Agradecer, simultaneamente e tomando das palavras do Sr. Albert Einstein, ao *Senhor*, por ser sutil. Meus queridos parentes: pai Artur, avós Osório e Conceição e tias Elice, Enyd e Edi. Agradeço aos meus irmãos Ana Conceição e Daniel Osório e aos primos Nivaldo, Graziela e Maria por compartilharem comigo esse momento e o ensinamento de suas vidas.

A Stella Câmara e a toda sua família. Os amigos Diego, Anderson, Fabrício, Renata, Eduardo, Solange, Igor, Carioca e Ricardo Foresto. Os amigos do BL. 21 da UFSCar e do apartamento 105 da Colina. Companheiros do LEA: José Gustavo, Rafael Davidson, Ricardo Ribeiro, Marcos, Luciano, Marcelo, Anna Paula, Letícia, Glécia, Claudinha, Manú e Lillian, não só pelas muitas cervejas do fim tarde, mas também por ajudar a desmontar a bancada, montar, virar de cabeça para baixo, enfim, por tudo.

Aos amigos feitos no SG-9, Marcos, Pereira, Fernandinho, Artur, Xavier, Carlão e Tarsis. Os membros do GPA: Ricardo, Leandro, Danilo e Paulo. Aos professores Adilson J. A. de Oliveira e José P. Rino da UFSCar, Lúcio da UnB, Fernando Costa do INPE e Pedro Lacava do ITA. A todos os profissionais do INPE que tão amigavelmente e prestativamente me receberam. Ao Srs. Ely, Francisco (*Chico*) e Giovany, pois parte desse trabalho seria impossível sem vocês.

Finalmente ao meu orientador, Carlos A. Gurgel Veras, pelo pioneirismo e pela oportunidade de trabalhar com propulsão híbrida no Brasil.

Dedicado a

Nivaldo Pereira Pires Filho

(05/03/1982 – 16/11/2002)

RESUMO

AVALIAÇÃO EXPERIMENTAL DA QUEIMA DE PARAFINA E ÓXIDO NITROSÓ EM MOTORES HÍBRIDOS.

Este trabalho descreve um estudo experimental do desempenho de motores de foguetes híbridos usando o par propelente parafina - óxido nitroso (N_2O). O objetivo principal é propor uma lei de regressão para este par de propelentes, determinando-se as suas constantes de regressão. A motivação para o estudo reside no crescente interesse pela tecnologia híbrida em função da sua segurança, simplicidade, desempenho, baixo custo e baixa emissão de poluentes, principalmente em comparação com a tecnologia dos foguetes a propelentes sólidos.

No entanto, a baixa taxa de regressão do combustível sempre foi um fator de limitação para os foguetes híbridos, mas recentemente foi identificada uma classe de parafina que apresenta taxa de queima três a quatro vezes superiores as taxas dos combustíveis híbridos tradicionais, tais como o HTPB (polibutadieno hidroxilado). Nesse contexto foi desenvolvida uma série de testes experimentais e propostas leis de regressão para o par propelente parafina – N_2O em dois casos específicos.

Foi analisado o desempenho de um motor híbrido de 250 N considerando dois sistemas de injeção de oxidante: um sistema de injeção direta através da utilização de um injetor de furos passantes e um sistema de injeção *pressure-swirl* (vortical pressurizado). Uma pré-câmara de mistura foi utilizada para analisar as oscilações de pressão na câmara de combustão do motor e foram discutidas as condições que levam à redução, ou à omissão em alguns casos, do uso de uma pré-câmara.

Ao final foi desenvolvida uma placa injetora composta de nove injetores *swirl*-atomizado que possibilitou promover a ignição e manter a queima estável para altos fluxos de massa (em torno de $150\text{ g/cm}^2\text{ s}$), acima do valor tradicional aceito como limite superior para o HTPB ($\cong 56\text{ g/cm}^2\text{ s}$). Com essa configuração de injeção de oxidante foi possível observar taxas de regressão com valores acima de 9 mm/s .

ABSTRACT

EXPERIMENTAL EVALUATION OF PARAFFIN - NITROUS OXIDE BASED HYBRID ENGINES.

This work describes an experimental study of paraffin-based hybrid rockets. The main objective was to determine the regression rate of paraffin burning with nitrous oxide (N_2O). Hybrid rockets have attracted renewed attention because of their distinct advantages such as simplicity, safety, good performance, comparatively cleaner environmental characteristics, and lower cost, particularly compared to solid propellant rockets. However, conventional hybrid propellants present one very significant shortcoming, low regression rate.

Recently it was identified a class of solid paraffin that burn three or four times faster than the traditional hybrid fuels, such as HTPB. Therefore a series of experiments was made to determinate a regression rate law for paraffin and nitrous oxide. It was proposed a regression rate law.

Several experiments were performed with a large range of combustion ports and grain length. Using more than one injection systems it was possible study the influence of injection and pressure oscillations in the combustion chamber.

It was develop a injection plate composed by nine swirl-atomizer injectors that showed a significant increase of the regression rate and the possibility of ignition with a high mass flux – around $150 g/cm^2s$, biggest the conventional value used as upper limit, $\cong 56,25 g/cm^2s$. With this configuration it was possible to obtain regression rates values up to $9 mm/s$.

SUMÁRIO

FICHA CATALOGRÁFICA	III
ABSTRACT	VII
SUMÁRIO	VIII
LISTA DE TABELAS	IX
LISTA DE FIGURAS	X
1. INTRODUÇÃO	1
1.1. MOTORES DE FOGUETES A PROPELENTES HÍBRIDOS.	7
1.2. ESTADO DA ARTE EM FOGUETES A PROPELENTES HÍBRIDOS	9
1.3. OBJETIVOS	15
1.3.1. Objetivos Gerais	16
1.3.2. Objetivos Específicos.	16
2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	17
2.1. COMPONENTES DO MOTOR.	20
2.1.1. Projeto da Câmara de Combustão.	21
2.1.2. Sistema de Injeção.	21
2.1.3. Pós-Câmara de Mistura.	21
2.1.4. Tubeira.	22
2.1.5. Sistema de Controle do Vetor Empuxo.	23
2.2. ESCOLHA DO PROPELENTE	23
2.3. BALÍSTICA INTERNA DOS FOGUETES A PROPELENTES HÍBRIDOS.	26
2.4. FATORES QUE INFLUENCIAM A TAXA DE REGRESSÃO.	31
2.4.1. Sistema de Injeção.	31
2.4.2. Configuração Interna do Grão Combustível.	35
3. BANCADA EXPERIMENTAL E METODOLOGIA	39
3.1. BANCO DE TESTE EM ESCALA DE LABORATÓRIO.	39
3.1.1. Banco de Teste Estático Vertical (BEV).	39
3.1.2. Banco de Teste Estático Horizontal (BEH).	41
3.1.3. Banco de Teste do LCP – INPE.	44
3.2. PROCESSO DE FABRICAÇÃO DO GRÃO COMBUSTÍVEL.	46
3.3. METODOLOGIA EXPERIMENTAL.	49
3.3.1. Metodologia para Medida da Taxa de Regressão da Parafina.	49
3.3.2. Primeira Etapa de Testes.	57
3.3.3. Segunda Etapa de Testes.	64
4. RESULTADOS	71
4.1. RESULTADOS PARA OS TESTES COM O INJETOR <i>PRESSURE-SWIRL</i> .	72
4.2. RESULTADOS PARA OS TESTES COM PRÉ-CÂMARA DE MISTURA.	79
4.3. RESULTADO PARA OS TESTES COM INJETOR DE FUROS PASSANTES.	86
4.4. RESULTADOS COM ALTO FLUXO DE MASSA DE OXIDANTE.	89
5. CONCLUSÕES E RECOMENDAÇÕES.	93
6. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	96
APÊNDICES	98

LISTA DE TABELAS

<i>Tabela 1.1 - Principais lançadores em atividade. Turner (2005) - com adaptações.</i>	3
<i>Tabela 3.1 – Resultados experimentais para a placa injetora de 0,78 mm, $\dot{m} = 150$ g/s .</i>	58
<i>Tabela 3.2 - Resultados experimentais para a placa injetora de 1,40 mm, $\dot{m} = 460$ g/s .</i>	58
<i>Tabela 3.3 - - Taxa de regressão e condição de queima de motores híbridos em escala de laboratório (Chiaverini et al. 2001, com modificações).</i>	61
<i>Tabela 3.4 – Experimentos para o cálculo das constantes de regressão preliminares.</i>	61
<i>Tabela 3.5 – Valores teóricos simulados para a taxa de regressão da parafina considerando diferentes constantes de regressão.</i>	63
<i>Tabela 3.6 – Tipos de sistema de injeção de oxidante utilizados e objetivos.</i>	65
<i>Tabela 4.1 – Condições dos testes com injetor pressure-swirl.</i>	73
<i>Tabela 4.2 - Resultados dos testes do motor HP-LCP com uso do injetor pressure-swirl.</i>	74
<i>Tabela 4.3 - Dados das condições dos testes do motor com injetor vortical atomizado e pré-câmara.</i>	80
<i>Tabela 4.4 - Resultados dos testes do motor HP-LCP com uso do injetor vortical atomizado e pré-câmara.</i>	80
<i>Tabela 4.5 - Dados de entrada para os testes com pré-câmara e swirler.</i>	84
<i>Tabela 4.6 - Resultados dos testes com o swirler.</i>	85
<i>Tabela 4.7 - Dados das condições dos testes do motor com o injetor de furos passantes.</i>	87
<i>Tabela 4.8 - Resultados dos testes do motor HP-LCP com uso do injetor de furos passantes.</i>	87
<i>Tabela 4.9 - Relação entre a taxa de regressão da parafina e as três configurações de injeção do oxidante: PSW: pressure-swirl, PSW_P100: pressure swirl combinado com pré-câmara e FP: furos passantes.</i>	88
<i>Tabela 4.10 - Condições iniciais para os testes com alto fluxo de massa inicial de oxidante.</i>	90
<i>Tabela 4.11 - Resultados para os testes com alto fluxo de massa inicial de oxidante.</i>	90

LISTA DE FIGURAS

<i>Figura 1.1 – Relação combustível carga-paga para diferentes tipos de transporte.</i>	6
<i>Figura 1.2 - A Nave espacial Space Ship One é movida por um foguete híbrido</i>	9
<i>Figura 2.1 - Esquema de um foguete híbrido clássico, Humble et al. (1995),</i>	17
<i>Figura 2.2 - Esquema dos componentes de um FPH.</i>	20
<i>Figura 2.3 - Esquema da zona de combustão de um FPH tradicional,</i>	27
<i>Figura 2.4 - Modelo do processo de queima da parafina.</i>	30
<i>Figura 2.5 - Esquema de um sistema de injeção pressure-swirl, Lacava et al. (2004).</i>	34
<i>Figura 2.6 – Eficiência volumétrica e razão L/D da câmara. Humble et al. (1995).</i>	36
<i>Figura 2.7 - Geometrias mais comuns utilizadas em FPH, Humble et al. (1995).</i>	37
<i>Figura 3.1 - Esquema do BEV, onde o propulsor pode ser testado em posição de vôo.</i>	39
<i>Figura 3.2 - Propulsor HP-1 – Híbrido a base de parafina nº 1. No detalhe pode-se observar a válvula de controle do sistema de injeção de oxidante.</i>	40
<i>Figura 3.3 - Sistema de aquisição de dados que permite acompanhar, em tempo real, os níveis de pressão na câmara, pressão na linha de alimentação de oxidante e o empuxo.</i>	41
<i>Figura 3.4 - Procedimento final de montagem do BEV e o motor HP-2.</i>	41
<i>Figura 3.5 - Esquema da mesa de empuxo na montagem do BEH. Em detalhe pode ser visto uma ilustração do HP-2.</i>	43
<i>Figura 3.6 - Vista lateral do BEH montado com o propulsor HP-3/SD2.</i>	43
<i>Figura 3.7 - Mesa de controle composta pelo sistema de aquisição, caixa de controle de válvulas e bateria para se promover a ignição.</i>	44
<i>Figura 3.8 - Bunker do Laboratório de Ensaios – LCP. Nesse sistema foram realizados mais de 30 ensaios válidos.</i>	45
<i>Figura 3.9 - Interface Lab View, responsável pela aquisição dos sinais do sistema de instrumentação e pela abertura remota das válvulas de ignição e tiro.</i>	45
<i>Figura 3.10 - Parafina antes da fusão para a produção do grão combustível.</i>	47
<i>Figura 3.11 - Parafina em processo de resfriamento natural.</i>	48
<i>Figura 3.12 - O grão combustível de parafina no momento de sua centrifugação.</i>	48
<i>Figura 3.13 - Case de PVC e grão combustível de parafina do motor HP-1 após a centrifugação.</i>	48
<i>Figura 3.14 - Grão combustível do motor HP-3/SD2; a pós-câmara de mistura de Celeron melhora o desempenho do motor e ajuda a proteger termicamente a tubeira do foguete.</i>	49
<i>Figura 3.15 - Grão combustível de parafina ao término do teste. Devido ao estado do grão após a queima, o diâmetro final da porta de combustão é de difícil aferição. Isso mostra que o cálculo da medida da taxa de regressão através da variação da massa de parafina consumida se justifica.</i>	53
<i>Figura 3.16 - Gráfico da pressão para os testes com o par propelente</i>	53
<i>Figura 3.17 - Seqüência de ignição: o tempo de ignição nesse ensaio foi pequeno, 0,14 segundos, mas pode chegar a 1,5 minutos.</i>	55
<i>Figura 3.18 - Realização do tiro: o tempo de teste propriamente dito é determinado após a completa ignição e o evento de fechamento das válvulas principais. Conforme o cruzamento dos dados de vídeo e da curva pressão na câmara, nota-se que o tempo de câmara pressurizada é determinado entre esses dois eventos (ignição e fechamento das válvulas). Esse período é considerado o tempo nominal de queima.</i>	55
<i>Figura 3.19 - Transiente de desligamento: o evento se define entre o momento de fechamento das válvulas principais e o completo desligamento do motor. Devido à baixa vazão mássica de oxidante a taxa de regressão durante esse período começa a ser negligenciada.</i>	55
<i>Figura 3.20 - Gráfico da pressão na câmara de combustão típico de um ensaio onde há queima de PVC. (1) tempo nominal de queima da parafina (t_b); (2) tempo de queima do PVC; (3) tempo de decaimento do empuxo para o PVC (t_{te}).</i>	56
<i>Figura 3.21 - Seqüência de ignição: teste com o propulsor HP-3/SD2. O tempo de ignição nesse ensaio foi de 2,72 segundos.</i>	56
<i>Figura 3.22 - Transição entre a queima da parafina e do PVC. Ao observar as imagens e o passo de tempo, nota-se que a transição é bem definida.</i>	56
<i>Figura 3.23 - Curva de empuxo do teste n. A4 que ilustra o comportamento padrão</i>	59
<i>Figura 3.24 - Gráfico da taxa de regressão média em função do fluxo de massa médio de oxidante referente aos experimentos apresentados na tabela 3.4.</i>	61

<i>Figura 3.25 - Esboço teórico da taxa de regressão utilizando as constantes de regressão preliminarmente determinada por esse trabalho e as propostas pela Universidade de Stanford.</i>	63
<i>Figura 3.26 - Motor PH-LPC com a configuração modificada para o presente trabalho.</i>	66
<i>Figura 3.27 - Corte seccional do injetor vortical atomizado (pressure-swirl) utilizado neste trabalho.</i>	66
<i>Figura 3.28 - Esquema do bocal em duas vistas: na esquerda um corte seccional e na direita a seção convergente.</i>	69
<i>Figura 3.29 - Esquema do motor híbrido acrescentando uma pré-câmara de mistura, cujo objetivo é quebrar parte do efeito da injeção swirl-atomizada.</i>	69
<i>Figura 3.30 - Pré-câmara de mistura e orifício do flange.</i>	70
<i>Figura 3.31 - Swirler colocado no orifício do flange da pré-câmara.</i>	70
<i>Figura 3.32 - Injetor direto, são seis furos passantes de 1 mm de diâmetro.</i>	70
<i>Figura 4.1 - Resultados experimentais da taxa de regressão da parafina com uso do sistema de injeção pressure-swirl.</i>	75
<i>Figura 4.2 - Motor PH-LCP no momento do funcionamento.</i>	76
<i>Figura 4.3 - Curva de pressão típica dos ensaios com injetor vortical atomizado.</i>	77
<i>Figura 4.4 - Efeito da pressão na câmara de combustão sobre taxa de regressão da parafina.</i>	77
<i>Figura 4.5 - Influência do comprimento do grão combustível sobre a taxa de regressão. (1) $L_g = 160$ mm; (2) $L_g = 161$ mm; (3) $L_g = 161$ mm; (4) $L_g = 169$ mm; (5) $L_g = 133$ mm; (6) $L_g = 128$ mm (7) $L_g = 131$ mm (8) $L_g = 134$ mm.</i>	78
<i>Figura 4.6 - Curva de empuxo típica dos ensaios com injetor vortical atomizado.</i>	78
<i>Figura 4.7 - A curva de pressão tem seus valores originais com fator multiplicativo 10, com objetivo de facilitar a comparação (teste n. 33).</i>	79
<i>Figura 4.8 - Resultados experimentais da taxa de regressão da parafina com uso do sistema de injeção pressure-swirl em conjunto com uma pré-câmara de mistura de 100 mm de comprimento.</i>	81
<i>Figura 4.9 - Curva de pressão típica dos testes com pré-câmara.</i>	83
<i>Figura 4.10 - Perfil típico do empuxo para a segunda seqüência de ensaios.</i>	83
<i>Figura 4.11 - Comparação entre o tempo de resposta do sinal de pressão e empuxo.</i>	83
<i>Figura 4.12 - Curva de pressão utilizando pré-câmara e um swirler de 1 in</i>	85
<i>Figura 4.13 - Curva de empuxo da seqüência de testes com o swirler.</i>	85
<i>Figura 4.14 - Curva de pressão típica da seqüência de testes com injetor de furos passantes.</i>	87
<i>Figura 4.15 - Curva de empuxo típica para os testes com injetor de furos passantes.</i>	88
<i>Figura 4.16 - Perfil do empuxo para os testes com alto fluxo de massa e oxidante.</i>	91
<i>Figura 4.17 - Perfil da pressão na câmara para os testes com alto fluxo de massa de oxidante.</i>	91

LISTA DE SÍMBOLOS

LATINOS

- a : coeficiente da taxa de regressão (mm/s)
- A_{or} : área total dos orifícios do injetor (m^2)
- A_p : área da porta de combustão (m^2)
- A_{pf} : área final da porta de combustão (m^2)
- A_t : área da seção transversal da garganta da tubeira (m^2)
- A_e : área da seção transversal da saída da tubeira (m^2)
- B : coeficiente de insuframento
- c^* : velocidade característica de exaustão (m/s)
- C_d : coeficiente de descarga
- d : diâmetro (mm)
- d_f : diâmetro final da porta de combustão (mm)
- D_e : diâmetro de saída da tubeira (mm)
- D_0 : diâmetro de descarga do bocal do injetor (mm)
- D_L : diâmetro do colapso do ligamento (mm)
- \bar{D}_p : diâmetro médio da porta de combustão do grão combustível (mm)
- D_t : diâmetro da garganta da tubeira (mm)
- FN : primeiro número do escoamento
- G : Fluxo de massa ($g/cm^2 s$)
- G_{ig} : Fluxo de massa inicial de oxidante ($g/cm^2 s$)
- h_o : espessura do filme líquido (mm)
- h_v : calor total de volatilização (J)
- I_{sp} : Impulso específico (s)
- L_g : comprimento do grão (mm)

L/D : razão comprimento/diâmetro da câmara de combustão

O/F : razão de mistura entre oxidante combustível

m : expoente do comprimento do grão (m)

\dot{m} : vazão mássica (g/s)

\dot{m}_{ox}^{ter} : vazão mássica de oxidante no início do evento de decaimento do empuxo (g/s)

m_f : massa de combustível consumido (kg)

M : número de Mack

n : expoente do fluxo de mássico de oxidante

N : número de portas de combustão

P : pressão (bar)

R : constante universal dos gases perfeitos ($J/kg \cdot K$)

\dot{Q}_w : calor transferido para a superfície do combustível (J)

\dot{r} : taxa de regressão do grão combustível sólido (mm/s)

SMD : diâmetro médio *Sauter* (μm)

t_b : tempo nominal de queima (s)

t_q : tempo da queima através dos dados dos vídeos (s)

t_{te} : tempo de decaimento do empuxo (s)

T : temperatura (K)

U_o : velocidade ideal do líquido na extremidade do atomizador (cm/s)

V_b : velocidade axial na chama (m/s)

V_e : velocidade na borda exterior da camada limite (m/s)

V_f : volume do combustível consumido (m^3)

x : posição axial dentro da câmara de combustão (m)

GREGOS

μ : viscosidade do gás (centipoise)

ρ : massa específica (g/m^3)

ρ_a : massa específica da água (g/m^3)

γ : razão entre os calores específicos

ΔP_{ox} : queda de pressão no sistema de injeção (*bar*)

θ : semi-ângulo do *spray*

\mathcal{M} : massa molar (*mol*)

σ : tensão da superfície líquida (*dina/cm*)

SUBÍNDICES

c : câmara de combustão

estq. : estequiométrico

f : combustível

i : inicial

port. : porta de combustão

prop. : propelente

ox : oxidante

tot. : total

vc : correção de Karabeyoglu-*Stanford*

1. INTRODUÇÃO

A propulsão aeroespacial, ciência cujas bases físicas teóricas datam do entardecer do século XIX, sempre fascinou o homem. Turner (2005) lembra que o desenvolvimento da humanidade tem uma ligação muito íntima com os meios de transporte. A domesticação dos cavalos e a invenção da roda tiveram uma drástica influência no alvorecer da civilização. Desde muito jovem a tecnologia da navegação traçava os rumos dos vários povos do globo e revolucionava o mundo no século XVI.

Em 23 de outubro de 1906 o brasileiro Alberto Santos Dumont decolou por meios próprios, com seu engenho mais denso que o ar, do campo de Bagatelle em Paris e iniciou uma revolução que reduziu consideravelmente as distâncias no planeta. A aviação e a indústria automobilística foram de fundamental importância no século XX.

No início deste século XXI, os foguetes têm sido considerados como a possível grande revolução nos transportes. Apesar de ser verdade o argumento de que poucos humanos até agora puderam viajar em veículos espaciais, cresceu espantosamente o número de missões para o lançamento de satélites, tanto para a comunicação comercial quanto para a doméstica, Turner (2005).

Inúmeras formas de transmissão de dados viajam ao redor do mundo através do espaço. Satélites militares, ligações telefônicas e inclusive a rede mundial de computadores (internet) são exemplos que compõem o imenso número de serviços que necessitam de tecnologia aeroespacial para operar. O posicionamento, manutenção e substituição destes aparatos passam, necessariamente, pela inevitabilidade de se obter veículos espaciais mais confiáveis, baratos e seguros.

Os foguetes que transportam carga útil ao espaço são denominados lançadores. A capacidade de um lançador de levar a carga útil a uma órbita específica está intimamente ligada a questões que vão desde a configuração do engenho até o sítio do lançamento. Segundo Tajmar (2003) os lançadores podem ser divididos em três categorias: pesados, médios e leves. Essa divisão está relacionada à capacidade de transporte da carga útil.

São considerados lançadores pesados os que transportam uma carga útil igual ou superior a quatro toneladas para órbita de transferência geo-estacionária (GTO - *Geostationary Transfer Orbit*). Os foguetes *Ariane 5*, *Space Shuttle* e *Titan IV* têm capacidade de transportar cargas úteis superiores a seis toneladas. É através deste tipo de lançador que a maior parte dos satélites de comunicação são colocados em órbita.

Para construir e servir à estação espacial internacional (*ISS*) e para lançar constelações de satélites é necessária uma alta capacidade de transporte de carga para órbita baixa da Terra (LEO - *Low Earth Orbit*). Em geral há uma tendência de aumento de demanda dos lançadores pesados e, conseqüentemente, uma pressão para um aumento, também, da sua capacidade de transporte de carga, Turner (2005).

Os lançadores médios são requisitados, geralmente, para propósitos militares e para constelações de satélites. Existe uma pequena demanda para carga útil inferiores a uma tonelada para órbitas de transferência geo-estacionária (GTO) e a maior parte da família de lançadores médios tem capacidades entre uma e quatro toneladas. A maioria dos veículos lançadores de satélites (*VLS*) estão inclusos nesta categoria e algumas centenas destes veículos são lançados a cada ano ao redor do mundo. Uma capacidade de lançamento de até quatro toneladas para GTO é equivalente a uma capacidade de até sete toneladas para LEO.

Lançadores leves são, tipicamente, veículos com capacidade de colocar cargas de poucas toneladas em LEO. Não existem muitas aplicações comerciais e militares nessa faixa de trabalho o que resulta em uma carência de pequenos lançadores, Tajmar (2003).

Fabricantes de pequenos satélites têm que compartilhar um veículo com uma grande capacidade de carga útil, levar sua carga como um pequeno passageiro em uma grande nave ou compartilhar o lançador com um grupo de pequenos satélites. É muito difícil o posicionamento de vários satélites em diferentes órbitas através de um único lançador, desta forma os pequenos lançadores começam a ser convenientes.

Com o intuito de exemplificar a importância dos lançadores, tabela 1.1, para os países que detêm esta tecnologia, vale ilustrar que entre maio e outubro de 2007 somaram-se mais de 26 missões, das quais várias se encontram listadas no apêndice B. Houve doze missões

com veículos russos, seis missões com veículos americanos, três com lançadores chineses, três com veículos europeus, um lançamento japonês e um indiano.

Destas missões, sete foram para colocar mais de 13 satélites de comunicação em órbita, duas para posicionar satélites de captura de imagens e fotografias ao redor do globo (dos quais - um é o satélite sino-brasileiro - CBERS 2B), dois satélites de missões científicas (um russo e um americano), duas missões cujo destino é a Lua (uma chinesa e outra japonesa), dentre outras missões, como o posicionamento de satélites militares e GPS.

Tabela 1.1 - Principais lançadores em atividade. Turner (2005) - com adaptações.

País	Lançador	Boosters	Payload LEO	Payload GTO
China	Long March CZ-2C	Dois CZ-2E líquidos presos no booster, motor YF-20B único; N2O4/UDMH 823kN x 2.	3,2 T	1,0 T
	Long March CZ-2E	Quatro CZ-2E líquidos presos no booster, motor YF-20B único; N2O4/UDMH 823kN x 4.	9,5 T	3,5 T
Europa	Ariane 40	L220 Quatro motores Viking V; N2O4/UDMH (25) 3.094 kN.	4,9 T	2,202 T
	Ariane 5	Dois MFPS presos ao booster 6.700 kN x 2.	18 T	6,8 T
Japão	ISAS Mu -3-S & Um-3-S2	Dois boosters sólidos. Único motor SB735; 334kN x 2.	0,77 T	0,52 T
	NASDA H -2	Dois boosters H-2 sólidos; 1.570 kN x 2;	10,5 T	4,0 T
Rússia	Próton 8K82KM	UR500. Seis motores RD253 montados sobre tanques de combustíveis. N2O4/UDMH 10.74 MN.	22 T	2,5 T
	Soyuz 11A511U2	Quatro boosters líquidos; único motor RD-107 com quatro câmaras de combustão. LO2/querosene. 1.015 kN	7,1 T	
Estados Unidos	Delta 7925	Nove GEMS; sólido; 502 kN x 9.	5,0 T	1,8 T
	Shuttle	Dois RSRM sólido; 23MN	24 T	5,9 T
	Titan IV B	Dois UA1206. Sólidos; 13 MN.	17,7 T	6,4 T

A tabela 1.1 mostra, também, que os lançadores agregam um grande empuxo, que proporciona mudanças de velocidade ou torque. Originário de um sistema de propulsão, o empuxo pode ser produzido de uma ou da combinação de várias tecnologias. De acordo com Humble *et al.* (2005) essas tecnologias estabelecem as diferentes capacidades do sistema e as mais usuais são descritas a seguir:

- **Gás frio:** O sistema de propulsão gás frio usa a energia pré-armazenada de um gás comprimido para produzir empuxo. O gás armazenado a alta pressão liberta-se através do sistema de alimentação e é ejetado a uma alta velocidade por meio de um bocal convergente/divergente. As vantagens desta tecnologia são: simplicidade, segurança operacional e o fato de serem, normalmente, pouco poluentes. Sua principal desvantagem reside em sua performance relativamente baixa, pois o armazenamento de energia sob a forma de um gás a alta pressão, habitualmente, é muito menor que a energia liberada em uma reação química. Devido à baixa velocidade de ejeção dos gases, o sistema de gás-frio tem como principal aplicação o controle de altitude e de transferência de órbita secundária. Os gases mais utilizados são H_2 , N_2 e He.
- **Líquido:** Os Foguetes a Propelentes Líquidos (FPL) armazenam seus propelentes (combustível e oxidante para um sistema *bipropelente*) em tanques e transferem esses propelentes para uma câmara de combustão onde a energia é liberada em função de reações químicas. Em alguns casos um único líquido reage sozinho por decomposição química, denominando os chamados sistemas *monopropelentes*. Um aspecto importante dos propulsores líquidos é o sistema de armazenamento. A pressão necessária para transportar os propelentes líquidos provém de um tanque de pressão ou de uma bomba de pressão. Após o calor ser liberado pela combustão os gases aquecidos são acelerados em um bocal convergente/divergente. As vantagens de um sistema de propelente líquido é que ele pode possuir o melhor desempenho dentre os sistemas químicos convencionais e pode ser controlável em termos da modulação do empuxo. Como desvantagens, podem-se incluir complexidade e custos de desenvolvimento. Comumente, os monopropelentes líquidos são menos complexos que os bipropelentes, no entanto, possuem desempenhos inferiores. Como exemplo de bipropelentes líquidos, cita-se o par LOX (oxigênio líquido) e querosene que impulsionou o primeiro estágio do motor Saturno V do foguete Apollo 11.
- **Sólido:** Os Foguetes a Propelentes Sólidos (FPS) combinam o sistema de alimentação com o sistema de armazenamento uma vez que os propelentes são misturados antes do vôo e armazenados na forma de um sólido na câmara de empuxo do motor. Essa mistura altamente reativa e potencialmente explosiva ignita e queima até que todo o propelente seja ejetado, sendo difícil parar a reação uma vez iniciada. A reação química gera calor e os gases oriundos da combustão são

acelerados por um bocal convergente/divergente. FPS são relativamente fáceis de operar e relativamente pequenos, possuindo uma elevada densidade de empacotamento. No entanto, são difíceis de serem manufaturados, manuseados, transportados e controlados. Seu desempenho é relativamente baixo comparado ao que é possível conseguir com um foguete a propelente líquido e os produtos da exaustão são frequentemente tóxicos. Como exemplo de propelente sólido, pode-se citar a combinação: Perclorato de Amônio (70%), oxidante, e a mistura Polibutadieno Hidroxilado, HTPB, (15%) e Alumínio (15%), combustível, que impulsionou o motor S44, quarto estágio do VLS – 1.

- **Híbrido:** Os Foguetes a Propelentes Híbridos (FPH) combinam oxidante e combustível em estados físicos distintos. Normalmente o sistema híbrido tem o combustível no estado sólido, armazenado na câmara de combustão. O oxidante líquido ou gasoso é alimentado através de um 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 convergente/divergente. Foguetes híbridos são mais simples que os bipropelentes líquidos, podem fornecer impulso específico maior que os propelentes sólidos, comumente são mais seguros que os demais sistemas e o produto da exaustão não é tóxico. As desvantagens podem incluir uma baixa densidade de empacotamento em relação aos foguetes a propelentes sólidos e desempenho mais tímido comparado aos bipropelentes líquidos. Como exemplo de foguetes híbridos tradicionais, pode-se citar o par óxido nítrico – parafina que impulsionou os foguetes conceito *LILE 1* e *LILE 2* e os protótipos *SD – 1* e *SD – 2* do Grupo de Propulsão Aeroespacial da Universidade de Brasília (UnB).
- **Nuclear:** Os foguetes a Propelente Nuclear (FPN) são similares ao sistema de propulsão líquida monopropelente, exceto pelo mecanismo que adiciona calor. Um único propelente, normalmente hidrogênio, é aquecido diretamente em um trocador de calor produzido por uma reação de fissão nuclear ou sobre um material produtor de calor sob fissão. Na seqüência, os gases aquecidos são expandidos em um bocal convergente/divergente. A grande vantagem deste sistema reside na alta performance em termo de impulso específico e nível de empuxo. As desvantagens incluem a complexidade do sistema e, até o presente, a oposição política. Entretanto, esse sistema pode ser construído de forma a operar com segurança. De

fato, usando a propulsão nuclear para viagens interplanetárias pode-se reduzir a exposição à radiação em comparação com sistemas químicos, pois os sistemas nucleares acarretam em uma diminuição da duração das viagens, por conseguinte, a exposição à radiação cósmica.

O tipo de propulsão influencia na escolha do propelente para determinada missão. A figura 1.1 mostra a relação carga-paga para diferentes tipos de transporte, indicando que os veículos lançadores são os que sofrem maior efeito do peso do combustível sobre o valor da carga transportada. Uma análise da tabela 1.1 e da figura 1.1 mostra a grande influência da órbita de imersão da carga útil sobre a massa que um determinado veículo é capaz de transportar. Em contrapartida, o valor agregado à carga útil de um foguete é superior aos demais meios de transporte.

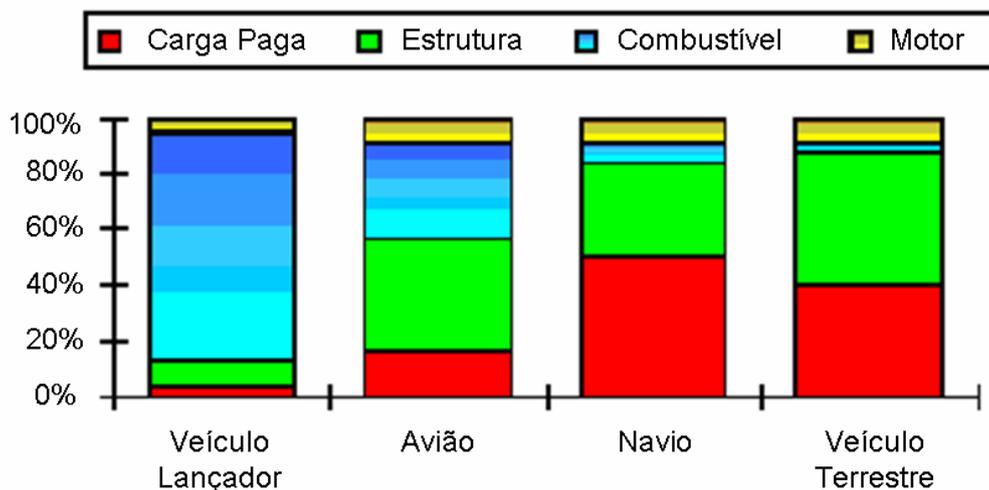


Figura 1.1 – Relação combustível carga-paga para diferentes tipos de transporte.

Outra destinação muito comum, incumbida aos foguetes, é o estudo científico em condição de baixas altitudes. A esse tipo de aplicação são destinados os chamados foguetes de sondagem. Segundo a agência espacial americana (NASA) um foguete de sondagem é um instrumento composto de um lançador sub-orbital desenvolvido para medições e realização de experimentos científicos durante o vôo.

Com a demanda cada vez maior, os foguetes de sondagem são comumente empregados para realizar medidas ou levar instrumentos de 50 a 200 km de altitude, acima do limite de altitude máxima para balões e abaixo da altitude mínima para satélites.

Geralmente, esses foguetes são constituídos de um propulsor sólido e uma carga útil. O voo é uma trajetória parabólica simples e o tempo médio de voo é inferior a quarenta minutos. O veículo consome o combustível durante a subida, se separa e volta ao solo suspenso por um pára-quedas, levando a carga útil a completar o arco de circunferência.

Como exemplo de foguete de sondagem clássico, pode ser citado o estadunidense *Black Brant V*. Composto de um estágio único, a propelente sólido, pode atingir uma altitude de 250 km com uma carga útil de 500 lb (226,8 kg).

As aplicações dos foguetes de sondagem englobam também o estudo em ambiente de micro gravidade. O foguete brasileiro VSB-30 é capaz de proporcionar a uma carga útil de 400 kg um ambiente de micro gravidade de 6,3 segundos com apogeu de 270 km (especificações da operação CUMÃ II).

Como último exemplo de aplicação de foguetes para estudos em condição de baixa altitude é apresentado o foguete *Black Brant IX*. Um potente foguete de sondagem de dois estágios que consiste de um *Terrier*, primeiro estágio, e um *Black Brant*, segundo estágio. O veículo é capaz de transportar uma carga útil de 800 lb (362,9 kg) a 350 km ou 300 lb (136,1 kg) a uma altitude de 550 km.

De acordo com Casalino *et al.* (2002) existe um grande interesse na Europa para a aplicação de motores de foguetes a propelente híbrido como uma opção de propulsão de baixo custo para transferência de órbita de pequenos satélites. Sendo assim, as características dos FPH os tornam competitivas para inúmeras aplicações, desde grandes lançadores a pequenos propulsores de controle de altitude e transferência de órbita.

1.1. MOTORES DE FOGUETES A PROPELENTES HÍBRIDOS.

Apresentado primeiramente na Rússia, em 1930, os foguetes a propelente híbrido obtiveram a maior parte de seu desenvolvimento e pesquisa nos Estados Unidos, mas não receberam atenções sérias até os anos sessenta. A primeira motivação ao estudo deste tipo de sistema de propulsão é o caráter não explosivo do combustível, o que conduz à segurança na manufatura e operação.

Segundo Humble *et al.* (1995) o combustível pode ser fabricado em qualquer local comercial convencional sem perigo de explosão (até mesmo para lançadores complexos). Desta forma, grandes custos podem ser reduzidos tanto na fabricação quanto na operação de lançamento.

Os primeiros estudos para a aplicação dos FPH foram: foguetes de sondagem, veículos lançadores, micro satélites e mísseis táticos. No entanto, atualmente, essa tecnologia pode ser aplicada para a substituição de lançadores sólidos e em veículos civis sub-orbitais tripulados, como o *SpaceShipOne*, figura 1.2.

Os foguetes híbridos desfrutam de vantagens em relação aos sistemas sólidos e líquidos. Sutton (1992) assinala que uma das principais vantagens é o risco de explosão reduzido porque uma mistura íntima de oxidante e combustível não é possível.

Além disso, os foguetes híbridos têm a metade dos sistemas de abastecimento e armazenamento dos propulsores líquidos bipropelentes. A complexidade também é reduzida devido à omissão de um sistema refrigerante regenerativo tanto para a câmara de empuxo quanto para a tubeira, Humble *et al.* (2005).

O controle da vazão de oxidante nos propulsores híbridos permite o controle da queima do combustível sólido e não há nenhuma exigência de se adequar o momento do fluxo do propelente durante a operação de controle, como é exigido em sistemas líquidos.

Finalmente, o fato de o combustível estar na fase sólida torna muito fácil a introdução de aditivos, materiais como o alumínio, por exemplo. Isto permite incrementar o impulso específico (I_{sp}) e garante vantagens em termos de densidade, em face dos sistemas de combustíveis líquidos a base de hidrocarbonetos. Esses aditivos metálicos acarretam, também, a redução da razão (O/F) para produzir um impulso específico máximo, permitindo assim, uma redução na massa exigida de oxidante líquido.

Nesta nova perspectiva, os foguetes híbridos têm ganhado sistemática atenção da comunidade acadêmica, de órgãos públicos civis vinculados a governos – *e.g.* NASA –, órgãos de cunho militar – *e.g.* USAF (força aérea estadunidense) – e isto está endossado na

vertente de se desenvolver sistemas propulsores mais seguros, de baixo custo e alto desempenho, Sutton (1992).



Figura 1.2 - A Nave espacial *Space Ship One* é movida por um foguete híbrido utilizando N_2O – HTPB.

Em uma detalhada revisão bibliográfica pode-se constatar um aumento expressivo da literatura, em relação aos FPH, nestes últimos 10 anos quando o tema se tornou freqüente em edições de revistas acadêmicas da área, mais incisivamente no início do século XXI. Esta revisão se encontra no item 1.3, a seguir.

Figura como principal entrave para a aplicação deste tipo de propelente a histórica baixa taxa de regressão do grão combustível sólido. Este termo será discutido de forma mais aprofundada *a posteriori*; no entanto, a taxa de regressão nada mais é que a velocidade radial de queima do grão combustível. Por exemplo, para o tradicional combustível híbrido HTPB, tendo como oxidante o GOX (oxigênio gasoso), a taxa de regressão para motores em escala de laboratório é 1,36 mm/s, Chiaverini *et al.* (2001).

1.2. ESTADO DA ARTE EM FOGUETES A PROPELENTES HÍBRIDOS

Chang *et al.* (2005) relembram que os foguetes híbridos recuperaram o foco não somente pela excelente segurança no processo de combustão como também pela vantagem nos custos de desenvolvimento, em contrapartida ao seu baixo impulso específico e eficiência menos flexível. Deste modo, inúmeros pesquisadores estão focados no estudo do aumento da flexibilidade da eficiência dos híbridos e no melhoramento da taxa de regressão.

Destacam-se, desta forma, nas subseqüentes linhas, as pesquisas de Timnat *et al.* (1986) que realizaram experimentos em motores híbridos mostrando que os fatores que afetam a taxa de regressão do combustível sólido são: o fluxo mássico, a geometria, os níveis de pressão, a presença de oscilação, a composição do oxidante e o tempo de queima.

Os combustíveis sólidos usados foram o polimetilmetacrilato (PMMA) e o polietileno (PE), na faixa de pressão 0,3 a 2,0MPa, queimando com GOX. A taxa de regressão calculada variou entre 0,2 a 1,0 mm/s (valor médio), com picos iniciais muito altos.

Os efeitos da pressão sobre a taxa de regressão mostraram-se mais fortes à baixas pressões. Para PE o efeito de pressão já não foi observado para valores perto de 1,0 MPa, enquanto que para PMMA as mesmas tendências aconteceram a aproximadamente 2,0 MPa. A velocidade característica não só depende da relação de mistura, mas também do tempo de residência dos gases na câmara de combustão. Observou-se que as oscilações de pressão também aumentam a taxa de regressão. A taxa de regressão em motores de foguetes híbridos tem a tendência de ser nitidamente mais alta no início da queima, com uma posterior redução ao longo do tempo.

Tamura *et al.* (1999) associaram o efeito *swirl* à injeção do oxidante em um grão combustível de PMMA. O objetivo era injetar o oxidante, O₂, através de um injetor tangencial de 40 mm de diâmetro gerando um escoamento vortical estável. Uma observação deste grupo de pesquisa foi o fato de que mesmo aplicando o efeito do *swirl* o comportamento da taxa de regressão está de acordo com a relação clássica dos foguetes híbridos.

A pesquisa de Tamura *et al.* (1999) teve as seguintes conclusões:

- Aplicando rotação (*swirl*) ao escoamento de O₂ a taxa de regressão aumenta um terço em comparação a quando não se aplica *swirl*.
- A taxa de regressão global do combustível foi proporcional em torno de 60% à intensidade da vazão mássica de oxidante, independentemente da intensidade de rotação.

- O comprimento ótimo do grão quando se aplica rotação na injeção de oxidante é menor do que o comprimento do grão sem a aplicação da rotação no escoamento.

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, em tempo real, dados da taxa regressão instantânea do combustível sólido em qualquer posição axial.

A taxa de regressão exibiu uma forte dependência da posição axial. Neste estudo foi observada uma 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 ambos, o HTPB puro e HTPB carregado com certas frações de alumínio ativado.

Kuo *et al.* (2000) realizaram experimentos com o objetivo de determinar uma combinação entre o HTPB e aditivos de dimensões nanométricas (alumínio, boro, boro-carboneto, flocos de alumínio cobertos e descobertos).

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. Observaram que reduzindo o diâmetro da porta e adicionando o AP e/ou Al ocorre um incremento na taxa de regressão, no entanto o efeito devido à adição do Al mostrou-se mais significativo.

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

Uma série de testes de maior escala com oxigênio gasoso foi conduzida usando o *Hybrid Combustion Facility* (HCF) da NASA Ames Research Center. Estes testes mostraram-se de acordo com os testes de pequena escala, baixa pressão e fluxos mássicos baixos conduzidos nos laboratórios da Universidade de Stanford. Confirmando, desta forma, a alta taxa de regressão dos combustíveis à base de parafina em condições de pressões da câmara e fluxos mássicos representativos de aplicações comerciais.

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 4 in de diâmetro externo baseados em tecnologia híbrida e utilizando o par propelente parafina-N₂O.

Santos *et al.* (2004) realizaram investigações experimentais de motores híbridos a base de parafina, com empuxo da ordem de 200 N, utilizando GOX e N₂O como oxidante. Os resultados obtidos mostraram o melhor comportamento da parafina em comparação ao polietileno.

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

Contaifer (2006) projetou e lançou o foguete SD-1 cujo motor era propulsionado a 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.

Lacava *et al.* (2004) realizaram uma avaliação do 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 deste tipo de injetor.

Karabeyoglu *et al.* (2005) produziram um modelo dinâmico abrangente dos foguetes híbridos para analisar e fazer predições do comportamento do transiente incluindo as instabilidades.

Uma versão linearizada do modelo do transiente mostrou que as oscilações de pressão na câmara de combustão em baixas frequências são comumente observadas nos foguetes híbridos. As frequências de oscilações previstas pela teoria de linearização, segundo os pesquisadores, estão validadas tanto por testes realizados pelo *NASA Ames Research Center* quanto pelos resultados obtidos na literatura sobre foguetes híbridos.

Muitos têm sido os esforços do *NASA Ames Research Center* e da Universidade de Stanford para desenvolver equações que melhor descrevam a variação espacial da taxa de regressão. Karabeyoglu *et al.* (2005) desenvolveram equações físicas adimensionais para a variação espacial da taxa de regressão, testando-as em um modelo de escala para o par propelente parafina-GOX. Após os testes o modelo foi atualizado para finalmente poder abranger uma variação tanto espacial quanto temporal.

Lyne *et al.* (2005), devido a preocupações ambientais em relação à contaminação de alimentos e água no subsolo por combustíveis de foguetes, deu os primeiros passos na Universidade do Tennessee no desenvolver de combustíveis bio-derivados 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. Através 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 um método mais efetivo de incremento da velocidade da queima.

Carmicino *et al.* (2005) realizaram uma série de testes para investigar a influência da injeção do oxidante sobre o comportamento da taxa de regressão do combustível sólido dos FPH. Um bocal subsônico cônico foi utilizado para introduzir o oxigênio gasoso numa condição não uniforme na entrada da porta circular do grão combustível de polietileno.

Através da medida da taxa de regressão instantânea local, utilizando ultra-som (*ultrasound pulse-echo technique*), observaram que este tipo de injetor aumenta acentuadamente a taxa

de regressão na região da superfície do grão onde o oxigênio colide. Notou-se, conjuntamente, que o perfil temporal da taxa de regressão tem forte dependência da configuração geométrica e ajudou a explicar o complexo fenômeno da regressão derivado do deslocamento da zona de colisão durante o tempo.

A pesquisa indicou ainda, que em alguns casos, dependendo da posição relativa da zona de colisão do oxigênio na superfície do grão e da posição do transdutor ultra-sônico, a taxa de queima é constante ou cresce durante a queima. Este comportamento pode ser explicado considerando a zona de choque do jato do oxidante dinâmica.

Gouvêa (2007) realizou uma investigação teórico-experimental do emprego do par parafina-peróxido de hidrogênio (H_2O_2) como propelente em motores híbridos. Determinou, através 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, através de uma aeronave, de um foguete de multe-estágios para a colocação de satélites em órbita. Ao final, demonstrou a tecnologia operando um propulsor de 70 N baseado no par parafina- H_2O_2 .

Zakirov e Sweeting (2001) testaram o uso do óxido nitroso como propelente e compararam com os propelentes convencionais. Suas pesquisas encontraram inúmeras razões para afirmar que o óxido nitroso é um propelente promissor para futuras missões, de baixo custo, de pequenos satélites. A experiência obtida mostrou que:

- O óxido nitroso pode ser estocado em órbita e decomposto por catálise, a decomposição gera calor e empuxo – a geração de gases de exaustão a temperatura elevada pode ignitar o combustível através de simples contato.
- O óxido nitroso pode ser usado em sistemas de propulsão a gás frio, monopropelentes e bipropelentes. Os resultados da comparação de desempenho desses sistemas mostram que a aplicação do óxido nitroso, estando denso e liquefeito, é positiva no que tange à utilização em pequenos satélites.
- Jatos ou sistemas monopropelentes podem ser fontes de geração de energia em pequenos satélites.

Os Monopropelentes e os bipropelentes, utilizando óxido-nitroso poderão reduzir os custos de projetos dos sistemas propulsivos. Lançadores compostos de vários estágios são, geralmente, mais efetivos sobre os módulos únicos. A pesquisa de Zakirov e Sweeting (2001) apresenta, também, as vantagens do óxido nitroso usado em sistemas de vários estágios:

- Uma maior velocidade total da espaçonave muda o desempenho sobre um sistema de módulo simples.
- Uma grande redução no orçamento e simplicidade de projeto, facilidade de empacotamento e integração com a nave, além de uma flexibilidade de estratégia no momento da queima.
- Aumento no número dos cenários das missões e oportunidades de lançamentos.
- Redução nos custos do sistema de propulsão.
- Além disso, energia e uma atmosfera rica em oxigênio podem ser geradas dentro da espaçonave pela decomposição do óxido nitroso.

Somando-se a análise do estado da arte em FPH com a experiência acumulada pelo Grupo de Propulsão Aeroespacial (GPA-UnB) o óxido nitroso foi escolhido como oxidante na presente pesquisa, devido ao caráter energético, à segurança, custo e às condições de aplicação (que dispensaram o uso de uma turbo-bomba).

1.3. OBJETIVOS

A estrutura dessa dissertação recorreu, primeiramente, à discussão das principais características comuns, físicas e químicas, dos diferentes tipos de motores de propulsão química, trabalhando os aspectos teóricos em que se baseiam os conhecimentos a respeito dos Foguetes a Propelente Híbrido (FPH).

Os objetivos consistiram em identificar os principais parâmetros que afetam a taxa de regressão do combustível sólido nos FPH, neste caso a parafina, e a determinação da lei de regressão desta mistura de propelente através de experimentos para a aferição das constantes de regressão.

1.3.1. Objetivos Gerais

Fornecer dados experimentais, para uma dada faixa de empuxo, sobre o funcionamento dos motores de foguetes a propelente híbridos visando servir de ponto de partida para estudos de viabilização de foguetes de sondagem com tecnologia híbrida. Os estágios a serem atingidos nesta etapa foram:

- 1) Estudo dos parâmetros físicos que influenciam a taxa de regressão: comprimento do grão, efeito do fluxo de massa de oxidante, efeito da pressão da câmara de empuxo, efeito da razão oxidante – combustível.
- 2) Estudo da injeção de oxidante *swirl-atomizado* como forma de incremento da taxa de regressão do grão combustível.

Estes objetivos gerais foram escolhidos devido ao fato da taxa de regressão ser o parâmetro mais importante no funcionamento de um foguete híbrido e uma melhor caracterização das variáveis operacionais relevantes é crítica para um projeto satisfatório.

1.3.2. Objetivos Específicos.

O objetivo específico é estimar os coeficientes a e n da equação (1.1), que caracterizam a lei da taxa de regressão do par propelente parafina-N₂O, utilizando um sistema de injeção com rotação pressurizada (*pressure-swirl*).

$$\dot{r} = aG_{ox}^n \quad (1.1)$$

Ao comparar a injeção de oxidante com rotação pressurizada com a injeção direta buscou-se definir os limites operacionais dos foguetes híbridos em diferentes condições iniciais. Avaliando-se, também, a estabilidade de queima para diferentes tecnologias de injeção de oxidante.

2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

Neste capítulo são apresentados alguns aspectos teóricos em que se baseia a ciência da propulsão, enfatizando aqueles relacionados à taxa de regressão do combustível sólido nos foguetes a propelente híbrido (FPH).

Frisando a definição de FPH, já citada anteriormente, Sutton (1992) denomina os sistemas de propulsão híbrida como foguetes cuja concepção traz um dos componentes do propelente na fase líquida e outro na fase sólida. Humble *et al.* (1995) distingue que foguetes híbridos típicos trazem o oxidante no estado líquido e o combustível no estado sólido, entretanto tem-se a possibilidade dos foguetes híbridos reversos, compostos de oxidante sólido e combustível líquido.

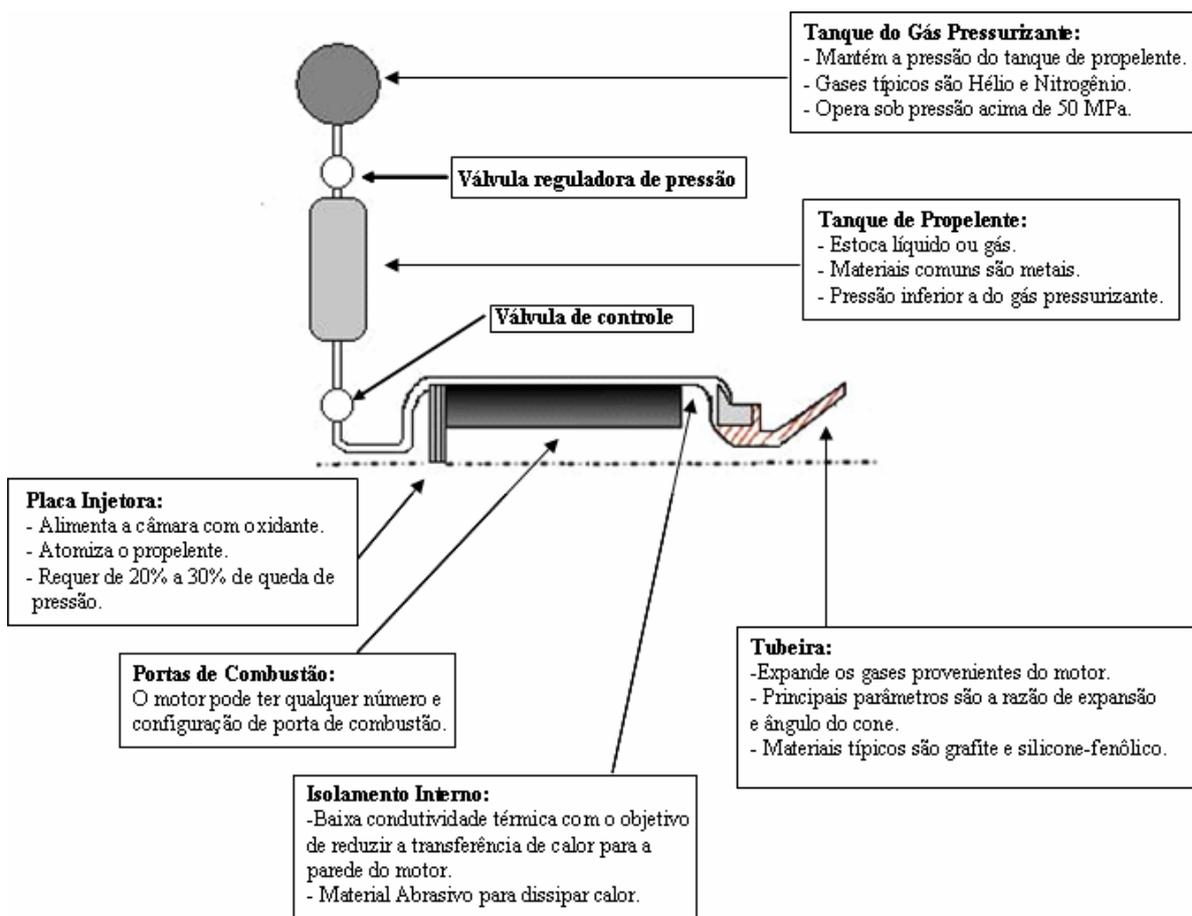


Figura 2.1 - Esquema de um foguete híbrido clássico, Humble *et al.* (1995), com adaptações.

O presente trabalho abrange somente foguetes híbridos clássicos, figura 2.1, com grão combustível sólido. Segundo Humble *et al.* (1995), devido a separação do oxidante e do combustível em dois diferentes estados físicos, a combustão dos foguetes híbridos se difere tanto dos foguetes sólidos quanto dos foguetes líquidos. Nos FPS e FPL um pequeno elemento de volume na câmara de combustão contém uma mistura uniforme de oxidante e combustível. Em contrapartida, os foguetes híbridos queimam com uma chama de difusão macroscópica, onde a razão oxidante-combustível (O/F) varia ao longo do comprimento da porta de combustão.

Apesar de conter características dos foguetes sólidos e líquidos, os foguetes híbridos não atingiram desenvolvimento que os tornassem comerciais, como as outras tecnologias mencionadas. No apêndice C encontra-se uma descrição histórica dos principais trabalhos que desenvolveram os propulsores híbridos. De acordo com Humble *et al.* (1995) e Sutton (1992), as principais vantagens dos sistemas de propulsão híbrida são:

- Segurança: Uma mistura íntima entre o oxidante e o combustível não ocorre nos híbridos, ao contrário de um motor sólido onde o oxidante e combustível estão em contato. Desta forma, as explosões que eventualmente podem ocorrer nos foguetes sólidos são praticamente impossíveis nos foguetes híbridos; concomitante a característica inerte do combustível, o armazenamento e manuseio são muito mais simples.
- Controle: o motor pode ser controlado pela simples modulação da taxa de escoamento do líquido, enquanto os foguetes líquidos necessitam que as duas taxas de escoamentos sejam sincronizadas e moduladas. Esta característica de controle é útil para o refinamento da trajetória de um *booster* e para o gerenciamento de energia em muitas aplicações de mísseis táticos.
- Desligar e religar: pode-se ligar e desligar o motor. Essa característica aumenta a segurança uma vez que permite um procedimento de desligar o motor caso haja falhas na segurança de vôo ou no momento do lançamento.
- Ambientalmente correto: a larga possibilidade de combinação de propelentes permite a seleção de inúmeras substâncias cujos produtos da

reação não contenham ácido clorídrico, óxido de alumínio, ou outros produtos químicos de grande impacto ambiental.

- Robustez do grão combustível: ao contrário dos foguetes sólidos, rachaduras ou fissuras no grão não são catastróficas, pois a queima ocorre somente na porta de combustão onde o combustível encontra o escoamento de oxigênio.
- Baixa sensibilidade a temperatura: pelo fato de se desprezarem os efeitos da temperatura sobre a taxa de queima (como nos líquidos), não é necessário aplicar uma margem de peso maior na câmara de empuxo para responder aos efeitos da variação da pressão de operação máxima esperada, com a temperatura ambiente.
- Baixo custo: Sistemas de baixo custo reduzem o máximo de falhas, ou seja, a quantidade de sucesso permite o uso em escala comercial. Além disso, o projeto do sistema pode ser mais flexível, resultando em custos mais baixos de fabricação. Devido ao caráter não explosivo do combustível o armazenamento e o manuseio são mais simples.

As principais desvantagens do sistema de propulsão híbrida são:

- Baixa taxa de regressão: Para câmaras de combustão superiores a 30 cm de diâmetro o grão combustível precisa de múltiplas portas de combustão. Entretanto, esta característica pode ser uma vantagem para aplicações de longa duração, tais como alvos móveis e geradores de gases.
- Baixa massa específica do combustível sólido: A massa específica do combustível na câmara de combustão é baixa. Além disso, é necessário injetar todo o oxidante no início do grão e é preciso permitir um volume de mistura após o grão. Isso leva os foguetes híbridos a terem uma menor fração de massa em relação aos líquidos ou sólidos, assim os híbridos exibem um envelope de motor maior para uma determinada missão.
- Eficiência da combustão: A natureza da chama de difusão resulta em baixo grau de mistura e, conseqüentemente, baixa eficiência de impulso. Essa perda é, em geral, 1% - 2% em comparação aos líquidos ou sólidos. Em

relação aos sólidos, entretanto, o impulso específico fornecido é maior graças ao uso de propelentes de alto desempenho.

- Variação da razão (O/F) : O aumento da porta de combustão durante a queima causa uma variação da razão de mistura (O/F) o que pode levar, teoricamente, à redução do desempenho. No entanto, um projeto bem sucedido pode minimizar tais perdas.

2.1. COMPONENTES DO MOTOR.

Um sistema baseado em propulsão híbrida consiste em duas partes principais - o tanque para o líquido e uma câmara de empuxo. O sistema de armazenamento do líquido em um tanque e o sistema de alimentação é similar aos dos sistemas líquidos, e a câmara de empuxo é similar às dos foguetes sólidos, Sutton (1992).

A câmara de empuxo ou câmara de combustão, figura 2.2, é dividida em cinco ou seis partes: o conjunto de injetores, a pré-câmara de combustão (opcional), a área do grão (câmara de combustão propriamente dita), a pós-câmara de mistura, a tubeira (ou bocal) e o sistema de controle do vetor empuxo (que tipicamente é parte da tubeira). As principais diferenças entre os FPH e FPS envolvem o sistema de injeção e a área de pós-câmara de mistura.

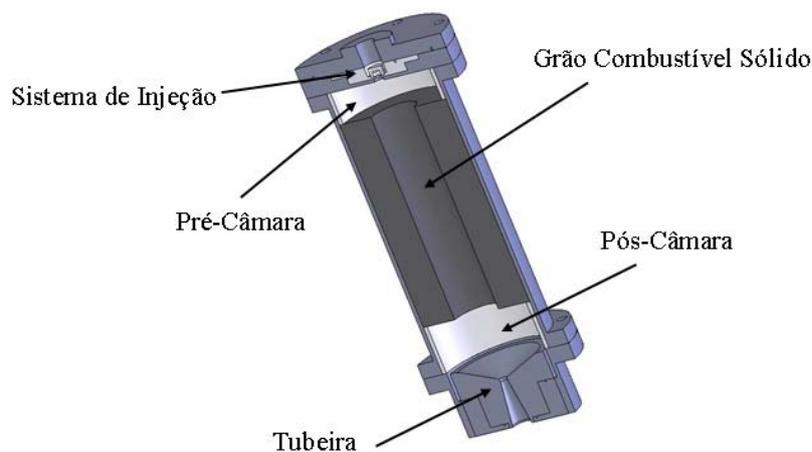


Figura 2.2 - Esquema dos componentes de um FPH.

2.1.1. Projeto da Câmara de Combustão.

O diâmetro e o comprimento da câmara de combustão são determinados pela configuração do grão. A câmara de combustão precisa ser grande o suficiente para conter o grão combustível e o seu comprimento é comumente aumentado para maximizar a mistura e a combustão.

Neste trabalho foram utilizados vários motores, o que implica no uso de várias câmaras de combustão, que estão apresentadas no capítulo 3.

2.1.2. Sistema de Injeção.

De acordo com Sutton (1992) pode-se utilizar nos FPH qualquer tipo de injetor projetado para foguetes líquidos, alguns, contudo, são exclusivamente empregados em motores híbridos. Há dois tipos básicos de projetos de injetores: o primeiro injeta o oxidante diretamente através da porta de combustão e o segundo injeta o oxidante para dentro da pré-câmara, onde ele é, em grande parte, gaseificado e aquecido antes de escoar através da porta.

Injeção direta é preferencial em projetos envolvendo motores de pequeno porte com uma única porta de combustão, que deve ser sempre a escolha ideal nesse sistema propulsivo. Nos motores com grandes diâmetros, e envolvendo portas múltiplas, é preciso uma pré-câmara para vaporizar o oxidante e promover uma condição de entrada uniforme nas diversas câmaras de combustão, Humble *et al.* (1995).

2.1.3. Pós-Câmara de Mistura.

Como a camada limite define a geometria ao longo da porta de combustão, as concentrações variam perpendicularmente à porta. Se propelentes são liberados ao fim da porta pode ocorrer combustão incompleta. Para um melhor emprego dos propelentes, estes devem ser gaseificados e misturados para se ter um processo de combustão mais completo antes que os gases quentes cheguem à tubeira.

Para melhorar a combustão é necessário dispor de um volume adicional que funcione como uma câmara de mistura com geração de vórtices. Algumas tecnologias são empregadas: um bocal submerso, injeção de um gás ou de alguma quantidade de oxidante na extremidade final da câmara.

As tecnologias mais empregadas valem-se do alongamento da câmara e do uso de uma tubeira submersa. Tipicamente, a seção de pós mistura tem uma razão L/D de 0.5 a 1.0.

De acordo com Humble *et al.* (1995). Para acomodar esse volume, simplesmente aumenta-se o comprimento da câmara de combustão.

2.1.4. **Tubeira.**

A tubeira é um dispositivo importante do motor cujo objetivo é receber os produtos da reação de combustão a uma alta temperatura e baixa velocidade e os acelera até atingirem a velocidade sônica na sua garganta, ou seção crítica. Na sequência, os gases quentes expandem na parte divergente da tubeira atingindo a velocidade desejada.

Para foguetes de sondagem, veículos lançadores, mísseis balísticos ou qualquer outro engenho que voe verticalmente, uma tubeira otimizada para operar ao nível do mar será ineficiente em altitudes elevadas.

Quando se opera fora das condições de projeto, ocorrem fenômenos indesejáveis que reduzem o desempenho da tubeira. Numa expansão ineficiente a onda de choque criada na seção de expansão da tubeira migra procurando o local exato onde a diferença de pressão é nula. Este efeito pode não ocorrer no plano normal ao eixo do motor e pode causar deslocamento do vetor do empuxo, resultando em um veículo altamente instável, fora de controle, ou que necessite de uma força excessiva para o controle da trajetória e da manutenção de altitude.

2.1.5. Sistema de Controle do Vetor Empuxo.

Técnicas de controle de vetorização são as mesmas dos motores sólidos com uma única exceção, o controle realizado através de injeção líquida – *Liquid Injection Thrust Vector Control* (LITVC) – é de fácil uso nos foguetes híbridos, pois o sistema utiliza uma pequena parcela líquida do oxidante. O preço que se paga por essa adição de massa líquida é pequeno e facilmente calculado no desenvolvimento do projeto.

2.2. ESCOLHA DO PROPELENTE

Uma decisão muito importante ao se projetar um sistema de propulsão para determinada missão é a escolha dos propelentes. Aspectos como nível de desempenho, custos dos propelentes e impacto ao meio ambiente devem ser levados em conta. Fatores como segurança e facilidade de operação são fundamentais na escolha do sistema, bem como os objetivos específicos que se deseja alcançar.

Dentre os foguetes químicos, os foguetes a propelentes sólidos são os de mais simples manufatura e desafios tecnológicos menos complexos, mas no geral não são ambientalmente corretos e devido à presença conjunta do oxidante e combustível na câmara de empuxo oferecem alto risco de explosão.

Os foguetes a propelentes líquidos, em contrapartida, apresentam maior complexidade tecnológica e são de custo mais elevado, no entanto, detêm os melhores níveis de desempenho dentre os propelentes químicos. Os foguetes a propelentes híbridos são atrativos em relação aos foguetes sólidos devido ao maior desempenho e oferecem custos menos acentuados em relação aos motores líquidos.

A vantagem que um sistema de propulsão pode deter sobre outro reside em conseguir diminuir os custos, aumentar a segurança e ser ambientalmente menos lesivo. Salvo alguns obstáculos tecnológicos, citados anteriormente, como baixa taxa de regressão, baixa densidade volumétrica e uma combustão menos uniforme em relação aos sólidos e menos eficiente em relação aos líquidos, os foguetes híbridos abrem uma nova possibilidade para

veículos lançadores, foguetes de sondagens e na substituição de *boosters* sólidos atualmente utilizados, por exemplo, no *Space Shuttle*.

Como mencionado anteriormente, a combinação usual dos propelentes para foguetes híbridos é o oxidante líquido e o combustível sólido. No entanto, pode-se utilizar um oxidante sólido como, por exemplo, o perclorato de amônia, e um combustível líquido, como a querosene, hidrazina ou hidrogênio líquido, Humble *et al.* (1995). Essa última combinação é comumente denominada de híbrido reverso.

Os combustíveis dos foguetes híbridos, com poucas exceções, são polímeros à base de carbono em forma de plásticos ou borrachas. Exemplos de combustíveis típicos incluem acrílico (*plexiglass*), polimetil-metacrilato (PMM), polietileno (PE) e polibutadieno (PB). Esses polímeros têm nas terminações de suas cadeias hidroxilas e carboxilas, Sutton (1992).

Originalmente, a maioria das pesquisas em combustão dos híbridos utiliza o PMM devido ao baixo custo, fácil acesso, transparência, o que o torna uma boa escolha para demonstrações do modelo balístico. No entanto, o mais popular combustível híbrido é o polibutadieno com uma hidroxila na terminação, *hydroxyl-terminated polybutadiene* – HTPB –, uma borracha que é extremamente segura para manipulação.

Tipicamente, os combustíveis a base de polímeros não possuem massa específica tão alta quanto as que são encontrados para os FPS. Desta forma, é comum em foguetes híbridos, a adição de metais pulverizados, como alumínio, no polímero para aumentar a densidade do propelente e, conseqüentemente, reduzir o volume do motor, Chang (2005).

Na lista de oxidantes, largamente usados nos FPH, pode-se citar o oxigênio (O₂) líquido ou gasoso, peróxido de hidrogênio (H₂O₂), tetróxido de nitrogênio (N₂O₄), óxido nitroso (N₂O) e flúor.

Em algumas ocasiões é comum o uso de negro de fumo, em foguetes híbridos. Esta substância é um pó preto de baixa densidade com uma consistência similar a um talco comercial.

Mistura-se o negro de fumo ao combustível para reduzir a absorção interna de calor pelo combustível devido à radiação. A mistura aumenta a taxa de regressão do combustível, pois concentra a absorção do calor perto da superfície do combustível e inibe a transferência de calor por radiação para a parede do motor. Usualmente, a quantidade de negro de fumo adicionada é inferior a 1%, desta forma a adição tem efeitos mínimos nos parâmetros termoquímicos, como, por exemplo, a temperatura da chama.

Outra peculiaridade dos sistemas híbridos é garantir que o propelente injetado líquido vaporize adequadamente. A não vaporização adequada pode conduzir a problemas de consumo do combustível próximo à pré-câmara, que influencia a forma com a qual o escoamento líquido vai colidir com o combustível sólido.

Estes fatores podem alterar a eficiência da combustão. Humble *et al.* (1995) mostra como é possível contornar esses entraves:

- Injetar um fluido hipergólico dentro do escoamento de oxidante: a reação química do fluido hipergólico com o oxidante criará calor suficiente para vaporizar o oxidante que não reagiu. Um líquido hipergólico típico para o oxigênio é o trietil alumínio (TEA). A hidrazina forma um par hipergólico com o tetróxido de nitrogênio.
- Injetar gases quentes provenientes de um gerador de gases: gases quentes podem ser gerados através de um gerador de gás separado e então alimentar a região de pré-câmara para vaporizar o oxidante líquido. Um sistema que obteve sucesso usa um gerador de gás hidrogênio/oxigênio [CSD/NASA, 1993].
- Usar um monopropelente para gerar um oxidante quente. O melhor exemplo desta aproximação é a decomposição catalítica do peróxido de hidrogênio líquido introduzindo oxigênio quente (hidrazina pode também ser usada para híbridos reversos). Este sistema se parece com o gerador de gases descrito anteriormente.

A escolha da combinação dos propelentes pode ser realizada considerando o peso de dois fatores:

- Quantitativo: A qualidade do projeto do veículo estabelece níveis de desempenho, usualmente em termos da massa do propelente e do impulso específico. Um limite inferior tolerável para o impulso específico acaba por eliminar algumas possibilidades. Por exemplo, se é necessário um I_{sp} no vácuo maior que 340 segundos pode ser necessário se limitar ao uso de O_2 ou flúor. A caracterização do desempenho nos FPH é feita analisando o I_{sp} e c^* . A vantagem de se usar c^* é que é função única da temperatura e das propriedades do gás e é independente do projeto da tubeira.
- Qualitativo: uma vez estabelecidas as possíveis combinações que satisfazem às exigências de desempenho, selecionam-se os propelentes com base no controle da estabilidade, transporte, ignição, toxicidade, dentre outros fatores. A tabela no apêndice D lista alguns oxidantes amplamente usados. A escolha do combustível normalmente depende do custo e do processo exigido na confecção do grão combustível. Por exemplo, freqüentemente se usa HTPB, devido à grande experiência na sua manipulação como uma massa plástica em foguetes sólidos. Polietileno pode ser adquirido em uma forma granular, aquecido em um forno, e re-solidificado em qualquer configuração desejada. PMM não é extensamente usado em motores de grande porte, pois tem uma tendência de rachar quando submetido à carga de calor.

2.3. BALÍSTICA INTERNA DOS FOGUETES A PROPELENTES HÍBRIDOS.

O projeto dos Foguetes a Propelente Híbrido (FPH) depende unicamente da natureza da combustão híbrida ou balística interna. Humble *et al.* (1995) diz que a questão principal que deve ser respondida é como o combustível sólido vaporiza e entra na porta para a combustão e, mais especificamente, quão rápido regressa.

Intuitivamente, pode-se postular que a quantidade de oxidante líquido escoando através da câmara de combustão afeta o empuxo produzido; esse postulado tem base teórica e comprovação experimental. Então, a taxa de queima do combustível sólido, ou taxa de regressão, é também uma função da taxa de escoamento do oxidante.

Na câmara de combustão de um foguete híbrido, um líquido atomizado ou vaporizado escoar na porta de combustão e reage próximo à superfície do combustível sólido. De acordo com Humble *et al.* (1995), os fatores que controlam a combustão são a taxa de calor transferida para a superfície sólida e o calor de vaporização da fase sólida do combustível. O fluxo mássico de oxidante determina a taxa de calor gerada na zona de combustão e, conseqüentemente, o calor transferido e o nível de empuxo. O fenômeno da combustão é semelhante a uma chama de difusão turbulenta, com a zona de chama estabelecida dentro da camada limite, como mostra a figura 2.3.

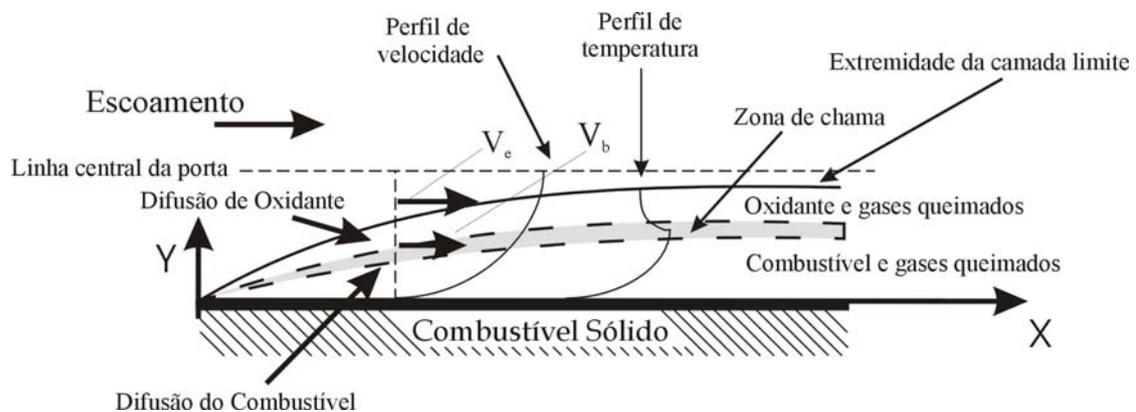


Figura 2.3 - Esquema da zona de combustão de um FPH tradicional, como o HTPB, Humble *et al.* (1995).

Pode-se convenientemente representar esse processo através de um modelo idealizado com uma linha de descontinuidade separando o fluxo de combustível do fluxo de oxidante. A queima, com taxa infinita, ocorre no encontro dos fluxos (razão estequiométrica), definindo uma linha fina onde surgem os produtos da combustão.

No caso real de combustão com taxa de reação finita, a zona de chama é engrossada com gradientes contínuos tanto na temperatura quanto na composição. O oxidante entra na zona de chama através do núcleo livre do escoamento, por difusão, enquanto o combustível adentra a camada limite após vaporizar na parede sólida. A zona de combustão é estabelecida onde uma razão de mistura aproximadamente estequiométrica é alcançada, conforme Sutton (1992).

Este modelo mostra que a zona de combustão ocorre dentro da camada limite turbulenta e a uma determinada distância da parede sólida. A velocidade axial na chama (V_b) é também menor que a velocidade na borda exterior da camada limite (V_e).

De acordo com Humble *et al.* (1995) medidas experimentais usando oxigênio gasoso reagindo com *Plexiglass* têm confirmado esse modelo simplificado, que é usado para desenvolver o tratamento matemático da combustão.

Na equação da taxa de queima, estado padrão, o calor transferido da chama para a superfície do combustível (\dot{Q}_w) é exatamente balanceado pela vazão mássica do combustível vaporizado (\dot{m}_f) multiplicada pelo calor total de volatização (h_v), matematicamente expresso pela equação (2.1) .

$$\dot{Q}_w = \dot{m}_f \cdot h_v \quad (2.1)$$

O parâmetro h_v inclui três termos:

- a) O calor que aquece o sólido até a temperatura de vaporização;
- b) Energia para a despolimerização;
- c) O calor de vaporização;

Em certos polímeros (*cross-linked*), rachaduras podem ocorrer gerando diretamente fragmentos de gases, tais como H_2 e CH_2 , em um processo de não equilíbrio. Portanto, h_v é a quantidade de calor necessária para decompor o combustível sólido em vapores e fragmentos que podem se mover até a zona de chama.

Devido a essa complexidade, a melhor determinação de h_v é feita através de experimentos de pirólise em laboratórios. Nesses experimentos pode-se diretamente medir o calor de gaseificação, ou analisar a composição dos gases produzidos, permitindo assim o cálculo de h_v através do calor de formação.

Humble *et al.* (1995) apresentam uma equação para a taxa de regressão do combustível sólido, a partir da equação (2.1), de forma a simular ao proposto em Sutton (1992):

$$\dot{r} = 0.03 \left(\frac{\mu}{x} \right)^{0.2} \frac{G}{\rho_f} B^{0.32} \quad (2.2)$$

A taxa de regressão do grão combustível sólido (\dot{r}) é função do coeficiente de insuflamento - *blowing coefficient*, (B). O coeficiente de insuflamento não é apenas um parâmetro aerodinâmico, mas também um parâmetro termoquímico, e a dependência da posição axial dentro da câmara de combustão (x) é da mesma ordem que B na equação (2.2). Esta expressão é frequentemente simplificada com o propósito de projeto preliminar englobando os efeitos de x e B , densidade do combustível (ρ_f) e viscosidade do gás (μ) em um único parâmetro, a .

Segundo Sutton (1992), o resultado da simplificação da equação (2.2) é, não só conservar a forma funcional, como também ajustar as constantes a e n utilizando dados experimentais obtidos da caracterização de uma combinação específica de oxidante e combustível.

De acordo com Humble *et al.* (1995) e Sutton (1992), a mais freqüente forma de caracterização da taxa de regressão do combustível sólido para a avaliação em engenharia é representada pela equação (2.3):

$$r = a \cdot G_{ox}^n \quad (2.3)$$

As constantes a e n são obtidas diretamente de dados experimentais e G_{ox} é o fluxo de massa de oxidante por unidade de área.

$$G_{ox} = \frac{\dot{m}_{ox}}{N \cdot A_{port}} \quad (2.4)$$

Karabeyoglu *et al.* (2005) explica que devido à separação do propelente em duas fases os foguetes híbridos são forçados sempre a operar em uma configuração heterogênea na

camada limite. Tipicamente o processo de combustão dos foguetes híbridos é limitado pela difusão, fazendo a taxa de queima do combustível primariamente dependente do fluxo de massa.

Na prática, um projeto balístico preciso de um sistema de propulsão híbrida necessita de um completo entendimento da dependência da taxa de regressão em relação ao fluxo de massa e de outros parâmetros operacionais chave, como a pressão e o comprimento do grão. Essa relação funcional é conhecida como “Lei da taxa de regressão” e cada combinação de propelente tem uma única fórmula para a taxa de regressão devido às diferenças das propriedades termofísicas e termoquímicas entre os propelentes.

No entanto, o modelo de queima aplicado aos combustíveis híbridos tradicionais não pode ser totalmente aplicado para a taxa de regressão da parafina. A figura 2.4 ilustra o modelo balístico da queima deste combustível, modelo proposto por Karabeyoglu *et al.* (2004), em pesquisa da Universidade de Stanford.

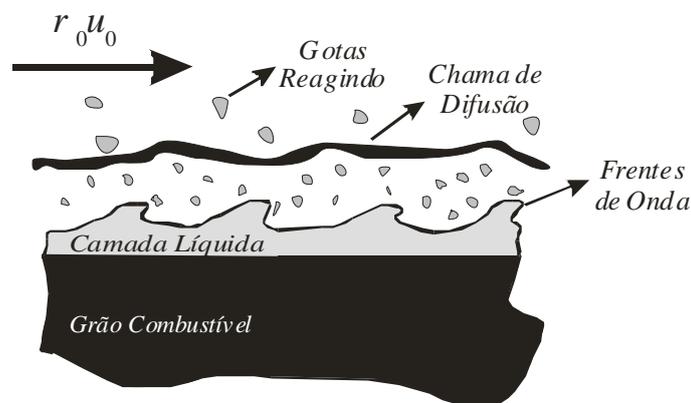


Figura 2.4 - Modelo do processo de queima da parafina.

Segundo esse modelo, gotas do combustível se desprendem do filme líquido formado na superfície do grão e são postas a vaporizar e reagir no escoamento central. Desta forma somam-se os efeitos: da chama de difusão, da formação das gotas e das frentes de onda no filme líquido da superfície do combustível. Isto faz com que a taxa de regressão da parafina seja superior a dos combustíveis híbridos tradicionais. De acordo com Karabeyoglu *et al.* (2005) o modelo se aplica muito bem no que tange ao entendimento do fenômeno físico e na forma de se estabelecer os parâmetros balísticos.

2.4. FATORES QUE INFLUENCIAM A TAXA DE REGRESSÃO.

A taxa de regressão do combustível sólido nos FPH é função do fluxo de massa de oxidante (G_{ox}), que por sua vez, é função da vazão mássica de oxidante (\dot{m}_{ox}) e da geometria da porta de combustão.

2.4.1. Sistema de Injeção.

Segundo Humble *et al.* (1995) o injetor de propelente é a peça fundamental do sistema propulsivo e um bom projeto implica num melhor desempenho do motor. O sistema de injeção líquida é dividido em duas grandes categorias: colidentes (*impinging*) ou não-colidentes (*nonimpinging*). Quando o jato é colidente existe uma colisão entre os jatos líquidos dos propelentes para atomizar a corrente. Uma placa injetora típica incorpora dúzias ou até mesmo dezenas de injetores individuais, Sutton (1992).

Nos motores a propelentes híbridos tem-se, geralmente, apenas um fluxo de oxidante escoando através do sistema de injeção para a câmara de combustão. No entanto, podem ocorrer algumas exceções, por exemplo, no caso de um sistema de ignição de um motor híbrido ser composto por um conjunto bipropelente líquido hipergólico que compartilhe a placa injetora com o oxidante do sistema híbrido.

Quando o oxidante entra no motor ele se choca contra a superfície sólida do grão combustível submetendo-se a uma série de eventos que culminam com as reações de combustão. Todos esses processos ocorrem em uma pequena escala de tempo e de comprimento. Analisando cada um desses processos como uma série de eventos separados, pode-se fazer uma análise mais detalhada do sistema de injeção, conforme descrito em Tamura (1999).

No projeto preliminar, precisa-se apenas de algumas informações básicas: tipo dos elementos do injetor, número de elementos do injetor e as dimensões aproximadas. Estimar essas características é relativamente fácil, no entanto, verificar se essas estimativas estão

corretas é difícil, mas pode-se, com um bom grau de confiança, estabelecer alguns critérios.

Segundo Humble *et al.* (1995), os critérios de seleção incluem:

- O desempenho do injetor e do motor sob condições de operação similares às condições de uma determinada missão.
- Somente os requisitos da missão que podem favorecer um tipo de injetor a outro.
- O efeito do tamanho da gota sobre o desempenho do injetor usando o mesmo propelente ou similares.
- O número de elementos injetores necessários.
- Complexidade do sistema injetor.
- Um banco de dados completo e de qualidade sobre um tipo de injetor em particular para o propelente selecionado.

Uma vez especificada a queda de pressão total desejada no injetor pode-se determinar o número de elementos do injetor. Essa determinação parte da taxa da vazão mássica total do propelente, usando a base de dados relativa à taxa de vazão mássica por elemento de injeção que se dispõe.

A vazão mássica de oxidante pode ser medida de várias formas, através de um orifício sônico, por um *venturi* calibrado – ambos inseridos 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 (que é válido para os orifícios durante os testes), a vazão mássica pode ser expressa como:

$$\dot{m}_{ox} = p_f A_{or} C_d / c_{ox}^* \quad (2.5)$$

É sugerido na literatura, Marxman *et al.* (1964), que a taxa de regressão instantânea local dos combustíveis de foguetes híbridos depende do fluxo de massa total local instantânea. Entretanto, é mais conveniente apresentar a lei da taxa de regressão de um propelente em termo da variação espaço-temporal da taxa de regressão média em função da variação

espaço-temporal do fluxo de massa médio. O fluxo de massa médio pode ser encontrado baseando-se nas variações do diâmetro médio da porta de combustão,

$$\bar{G}_{ox} = \frac{16\bar{m}_{ox}}{\pi(d_i + d_f)^2} \quad (2.6)$$

A seleção do fluxo mássico de oxidante (G_{ox}) sobre o fluxo mássico total (G_{tot}) é completamente arbitrária, pois ambos os casos podem ser corrigidos pela razão de mistura média O/F do motor. A fórmula de correção para o caso do fluxo de massa de oxidante é dada pela equação (2.7) e a sua dedução pode ser encontrada em Karabeyoglu *et al.* (2004).

$$\frac{\bar{r}}{a\bar{G}_{ox}^n L_g^m} = \left(\frac{1}{1+m}\right) \left\{ (1-n) \sqrt[1-n]{\left[\left(1 + \frac{1}{O/F}\right)^{1-n} - 1\right] \frac{O}{F}} \right\} \quad (2.7)$$

Lacava *et al.* (2004) destacam que os dados necessários para o projeto de atomização nos injetores *pressure-swirl* são: as propriedades do líquido (densidade, superfície de tensão e viscosidade), as características do ambiente de descarga (pressão e densidade do ambiente) e as condições de injeção do líquido (i.e., a taxa de vazão de massa e a diferença de pressão na injeção). O número do escoamento, FN , é calculado usando-se a equação:

$$FN = \frac{\dot{m}_{ox}}{\sqrt{\rho_{ox} \cdot \Delta P_{ox}}} \quad (2.8)$$

O diâmetro de descarga do bocal (D_0) precisa ser escolhido e os outros parâmetros geométricos da atomização restantes são obtidos considerando o seguinte grupo adimensional: $(A_p/D_s \cdot D_0)$, (D_s/D_0) , (L_s/D_s) , (L_0/D_0) e (L_p/D_p) ; onde A_p é a área total da porta de entrada do injetor. Os outros parâmetros geométricos importantes são mostrados na figura 2.5.

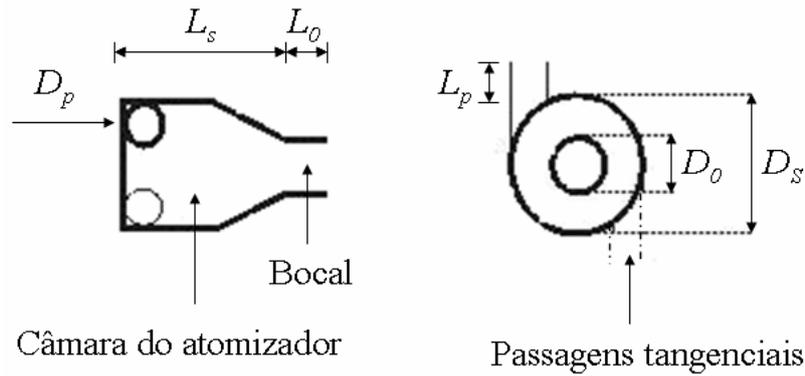


Figura 2.5 - Esquema de um sistema de injeção *pressure-swirl*, Lacava *et al.* (2004).

Devem ser levadas em conta, também, as limitações do processo de manufatura. Os outros dois grupos adimensionais, i.e., $(A_p/D_s \cdot D_0)$ e (D_s/D_0) , têm uma considerável influência no coeficiente de descarga, C_d , que pode ser calculado por:

$$C_d = \frac{\dot{m}_{ox}}{A_{or} \sqrt{2 \cdot \rho_{ox} \cdot \Delta P_{ox}}} \quad (2.9)$$

No projeto, as dimensões críticas de atomização são aceitas ou descartadas, dependendo dos valores calculados para o semi-ângulo do spray (θ) e o diâmetro médio da gota. O semi-ângulo (θ) pode ser estimado pela expressão desenvolvida por Giffen e Muraszew (1953) para um injetor vortical atomizado por pressão (*pressure-swirl atomizer*):

$$\text{sen}\theta = \frac{(\pi/2) \cdot C_d}{K \cdot (1 + \sqrt{X})} \quad (2.10)$$

Onde $K = A_p/D_s \cdot D_0$ e X é a razão entre a área de núcleo de ar (A_a) e a área do orifício da saída do bocal, cujo diâmetro é dado por:

$$D_0 = 2 \sqrt{\frac{FN}{\pi \cdot (1 - X) \sqrt{2}}} \quad (2.11)$$

Com o número de escoamento FN e o cone do semi-ângulo do spray (θ), obtidos das equações (2.8) e (2.10), pode-se estimar a espessura do filme líquido na extremidade do bocal, h_0 , como sugerido por Couto *et al.*(1987):

$$h_0 = \frac{0.00805 \cdot FN \cdot \sqrt{\rho_{ox}}}{D_0 \cos \theta} \text{ (unidade MKS)} \quad (2.12)$$

A velocidade ideal (U_0) do líquido na extremidade do atomizador é dada por,

$$U_0 = \sqrt{\frac{2 \cdot \Delta P_{ox}}{\rho_{ox}}} \quad (2.13)$$

Admitindo que o colapso do ligamento com diâmetro D_L irá gerar uma gota pode-se afirmar que o diâmetro médio *Sauter* (SMD) da gota é dado por:

$$SMD = 1.89 D_L \quad (2.14)$$

Onde D_L é obtido através da seguinte equação:

$$D_L = 0,9615 \cos \theta \left(\frac{h_0^4 \sigma^2}{U_0^4 \rho_a \rho_{ox}} \right)^{1/6} \cdot \left[1 + 2,6 \mu_{ox} \cos \theta \left(\frac{h_0^2 \rho_a^4 U_0^7}{72 \rho_{ox}^2 \sigma^5} \right)^{1/3} \right]^{0,2}$$

Se o semi-ângulo (θ) e o SMD estimados anteriormente não são adequados para os propósitos do atomizador deve-se escolher um novo conjunto de dimensões.

2.4.2. Configuração Interna do Grão Combustível.

O número e a configuração das portas de combustão interferem, também, na taxa de regressão. A geometria mais simples é uma porta cilíndrica, única e simples. Quando

múltiplas portas são necessárias o corte da seção circular não é eficiente, pois o espaçamento entre as portas não é uniforme.

Das várias opções de projetos com múltiplas portas com seção circular, o agrupamento de sete cilindros é um dos mais efetivos devido ao melhor empacotamento em um cilindro de grandes dimensões, com perdas de volume mínimas entre os cilindros internos.

A figura 2.6 mostra um exemplo de como a eficiência volumétrica do combustível (volume do combustível/volume da câmara) e a razão comprimento/diâmetro do grão (L/D) variam com a massa total do grão combustível.

A porta simples circular é volumetricamente mais eficiente para massa de combustível inferior a 700kg, no entanto, a razão L/D começa a crescer. Em contrapartida, a configuração com várias portas de combustão mostra-se razoavelmente constante, em termos de eficiência volumétrica, para uma modesta faixa de 50% a 58%, com a grande vantagem de fornecer uma melhor compactação acarretando em uma pequena variação da razão L/D em uma faixa de 2 a 6.

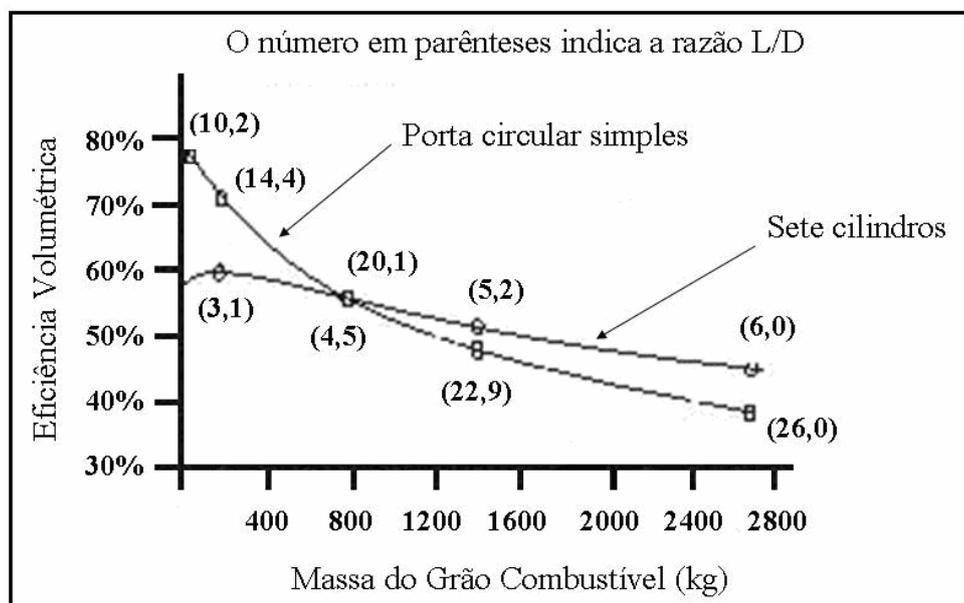


Figura 2.6 – Eficiência volumétrica e razão L/D da câmara. Humble *et al.* (1995).

A figura 2.7 mostra as configurações mais típicas da porta de combustão do grão combustível nos FPH. Nota-se que para duas portas, o projeto satisfatório é o *double-D*. A configuração mais comum de grão com várias portas de combustão é o *wagon wheel* (roda de vagão).

Se o número de portas for grande, superior a sete, a seção transversal da porta pode ser aproximada por um triângulo. Para uma descrição mais precisa do contorno da queima, pode-se basear a geometria sobre um “*pie-sector*” (a base da seção segue a curva de fora da parede do grão, tornando a geometria um pouco mais complicada que um triângulo simples).

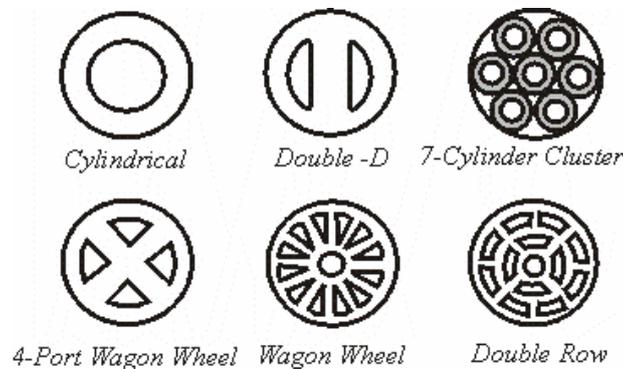


Figura 2.7 - Geometrias mais comuns utilizadas em FPH, Humble *et al.* (1995).

Para determinar a configuração inicial da porta de combustão é necessário, primeiramente, selecionar o número de portas (N). Como discutido acima, o número de portas é conseguido pela maximização da eficiência volumétrica, sujeito à configuração do envelope. A princípio não se pode saber o número de portas, é necessário observar vários casos individuais para a determinação deste número.

Ao determinar o fluxo inicial de oxidante (G_{ox_i}) é possível obter a área inicial da porta, relação que é dada pela equação abaixo,

$$G_{f_i} = \frac{\dot{m}_{f_i}}{NA_{p_i}} = \frac{G_{ox_i}}{(O/F)_i} \quad (2.15)$$

Onde G_{f_i} é o fluxo de massa inicial de combustível, \dot{m}_{f_i} é a vazão mássica inicial de combustível, N é o número de portas de combustão, A_{p_i} é a área inicial da porta de combustão, G_{ox_i} é o fluxo de massa inicial de oxidante e $(O/F)_i$ é a razão de mistura inicial. O comprimento do grão pode ser simplificado pela expressão (2.16).

$$L_g = \frac{\dot{m}_{ox}}{\left(\frac{O}{F}\right)_{estq.} \pi \rho_f \left(\frac{\dot{r}}{1000}\right) \bar{D}_p} \quad (2.16)$$

Sendo o diâmetro médio da porta (\bar{D}_p) a média entre o diâmetro externo do grão e o diâmetro inicial da porta de combustão. Ao final da queima é consumido todo o volume de combustível,

$$V_f = \frac{m_f}{\rho_f} \quad (2.17)$$

Assumindo que o comprimento da porta não muda (caso mais comum) obtém-se a área da seção transversal,

$$A_{pf} = \frac{V_f}{NL_g} + A_{p_i} \quad (2.18)$$

Ao se combinarem as equações (2.17) e (2.18) obtém-se o diâmetro final da porta de combustão, expresso por:

$$D_f = \sqrt{\frac{4 \cdot A_{pf}}{\pi}}$$

3. BANCADA EXPERIMENTAL E METODOLOGIA

Neste trabalho foram empregados, basicamente, dois bancos de prova. Um no Laboratório de Energia e Ambiente – LEA – da Universidade de Brasília e outro no Laboratório de Combustão e Propulsão do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – INPE –, no município de Cachoeira Paulista - SP. Neste capítulo apresentam-se os bancos de prova e os métodos empregados nos ensaios e na interpretação dos dados experimentais.

3.1. BANCO DE TESTE EM ESCALA DE LABORATÓRIO.

3.1.1. Banco de Teste Estático Vertical (BEV).

O BEV foi o primeiro banco de testes a ser utilizado neste trabalho, localizando-se no LEA-UnB. A figura 3.1 mostra um esquema do BEV com os principais sistemas e subsistemas do propulsor, sistema de aquisição de dados, sistema de armazenamento e alimentação de propelente. Todos os testes com o motor HP-1 (Híbrido a Base de Parafina nº 1) foram realizados nesse banco de trabalho.

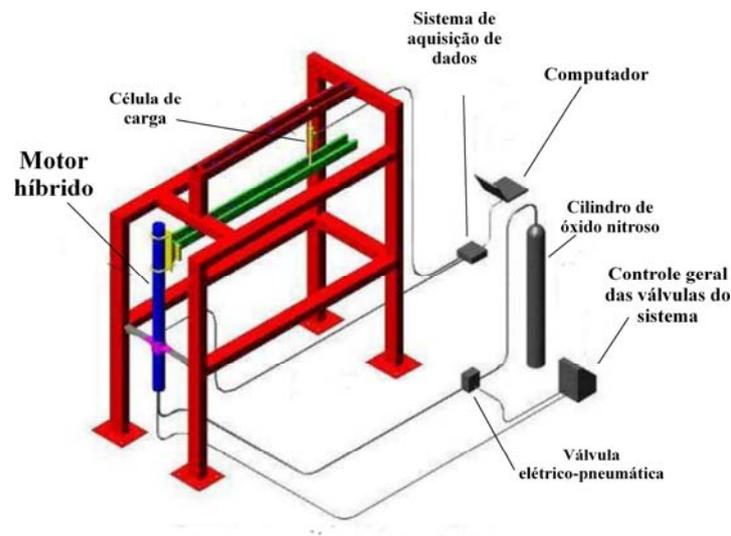


Figura 3.1 - Esquema do BEV, onde o propulsor pode ser testado em posição de voo.

Na figura 3.2 pode-se ver o propulsor HP-1 e os principais subsistemas para o ensaio vertical. O motor consiste em um mono-cilindro de aço 1020, com 300 mm de comprimento e 75 mm de diâmetro interno. Na parte inferior observa-se uma válvula eletro-pneumática, que controla remotamente a injeção de oxidante e é parte do sistema de alimentação.

Todos os testes usam como oxidante o óxido nitroso, devido à característica auto-pressurizante e por se manter em estado de líquido saturado nas condições de aplicação do presente trabalho. Esse fato exclui a necessidade do uso de um líquido pressurizante ou uma turbo-bomba para manter a injeção de oxidante líquido na câmara de combustão.

O sistema de aquisição de dados, figura 3.3, é composto de um sistema multifuncional, modelo NI AT-MIO-16E-2 (*National Instruments*). Os elementos primários são uma célula de carga tipo MATC – 1,5t (*Micro-Análise*), um transdutor de pressão Wika, modelo ECO-1, 60 bar, e um transdutor de pressão B&K de 200 bar. Todos os dados foram processados numa plataforma *Lab View* e pós-processados em uma planilha de trabalho.

Na figura 3.4 pode-se ver o BEV sendo preparado para teste. O tanque de alimentação é visto acima do motor HP-2, ambos manufacturados em aço inox. Este tanque funciona como volume de controle, a válvula elétrico-pneumática regula a passagem do oxidante para dentro da câmara de combustão.



Figura 3.2 - Propulsor HP-1 – Híbrido a base de parafina nº1. No detalhe pode-se observar a válvula de controle do sistema de injeção de oxidante.

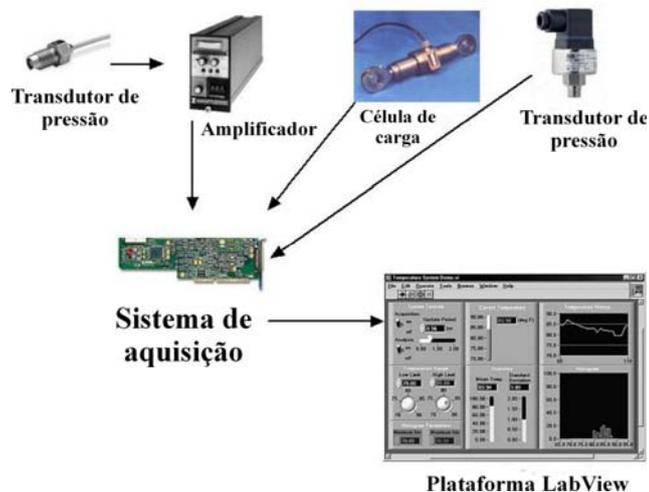


Figura 3.3 - Sistema de aquisição de dados que permite acompanhar, em tempo real, os níveis de pressão na câmara, pressão na linha de alimentação de oxidante e o empuxo.



Figura 3.4 - Procedimento final de montagem do BEV e o motor HP-2.
(Híbrido a base de parafina n^o2)

3.1.2. Banco de Teste Estático Horizontal (BEH).

A mesa de ensaios horizontais, figura 3.5, foi projetada com o intuito de continuar o trabalho acadêmico. Nesse banco é que se procura estudar os principais parâmetros que interferem no rendimento do motor e nas características do combustível.

O funcionamento na horizontal permite maior rapidez de montagem, agilidade de instrumentação e garante que a parte da parafina líquida produzida logo após o desligamento do motor não seja perdida, o que pode acontecer em caso de um ensaio na vertical, acarretando numa leitura errônea, principalmente na taxa de regressão do grão combustível sólido.

O propulsor HP-2 é um mono-tubo de aço inox de 600 mm de comprimento, 74 mm de diâmetro interno e 7 mm de espessura. Acompanha o conjunto, um tanque de alimentação de oxidante, também em aço inox, com 1.000 mm de comprimento e 89 mm de diâmetro interno.

A transferência do oxidante do cilindro de abastecimento (fornecido pela companhia da qual é adquirido) para o tanque de alimentação é realizada sob controle de uma válvula solenóide ASCO, pressão de gás $102\text{ kg/cm}^2 - 110/120\text{ V}$. Um segundo duto leva o oxidante do tanque para o motor, assistido por uma válvula eletro-pneumática VALMICRO, modelo AT051.

A pressão no tanque de oxidante é monitorada por um transdutor de pressão de 100 bar, fabricado pela WIKA do Brasil. O controle da temperatura do tanque de alimentação é feito através de um termopar tipo K. Na figura 3.6 apresenta-se uma vista lateral da BEH, com o propulsor HB-3/SD2, alguns minutos antes do teste estático.

O propulsor HP-3/SD2 (Híbrido a base de parafina nº3 – SD2) é um mono-tubo de alumínio 6065, com 117 mm de diâmetro interno, 1,5 mm de espessura e 500 mm de comprimento. Este motor é um precursor do motor do foguete SD2.

O sistema de controle de aquisição de dados do BEH é a placa AC2122 para o barramento ADS2000IP da *Lynx*. Essa placa possui um conversor A/D que permite, através do barramento ADS2000, a expansão das entradas analógicas com a inclusão de módulos condicionadores de sinais do tipo AI2161. O modelo de raque onde a placa AC2122 está inserida permite o uso de 4 módulos de condicionamento, cada módulo comporta 8 entradas analógicas.

A placa AC2122 possui um conector de rede RJ45 que permite o seu interfaceamento com microcomputador através de rede internet de 10 Mbps. A AC2122 é conectada ao adaptador de rede do microcomputador através de um cabo de rede UTP CAT5 com pinagem direta.

O *software* que faz a interface entre o sistema de aquisição e o microcomputador é o *AqDados 7*. A função deste programa é adquirir sinais e armazená-los em séries temporais. Na figura 3.7 pode-se ver a mesa de controle. No microcomputador de aquisição está aberta uma janela do *software AqDados 7*, utilizado para coleta de dados. O sistema de aquisição de dados é colocado na divisão inferior da mesa, próximo ao computador.

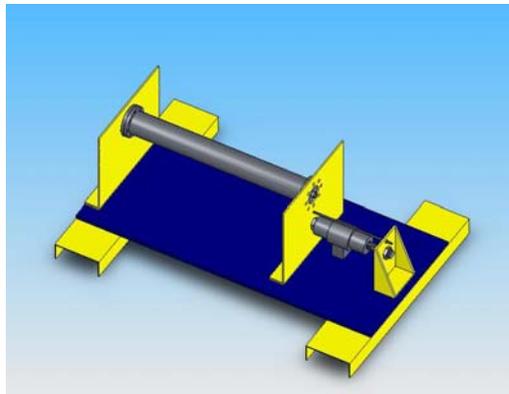


Figura 3.5 - Esquema da mesa de empuxo na montagem do BEH. Em detalhe pode ser visto uma ilustração do HP-2.



Figura 3.6 - Vista lateral do BEH montado com o propulsor HP-3/SD2.



Figura 3.7 - Mesa de controle composta pelo sistema de aquisição, caixa de controle de válvulas e bateria para se promover a ignição.

3.1.3. Banco de Teste do LCP – INPE.

Uma importante fase desta investigação experimental foi realizada no prédio de ensaios do Laboratório Associado de Combustão e Propulsão (LCP) do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), no município de Cachoeira Paulista, interior do estado de São Paulo.

Os testes realizados no LCP tiveram como principal objetivo o levantamento da curva para determinação da lei de regressão do par propelente Parafina – N_2O , através de vários tipos de placas injetoras, principalmente o sistema de injeção de oxidante vortical atomizado.

Os ensaios realizados no LCP contavam também com um propulsor híbrido de 180 mm de comprimento, 73 mm de diâmetro interno e 2,5 mm de espessura. Este propulsor foi aqui denominado de PH-LCP e tem como base o empregado por Gouvêa (2007). A figura 3.8 mostra o propulsor PH-LCP e detalhe do *bunker* onde foram desenvolvidos os testes.

O sistema de aquisição de dados era composto de uma célula de carga HBM de 500 N e um transdutor de pressão ECO-1 de 60 bar, fabricado pela Wika do Brasil. O controle do oxidante da ignição foi feito por uma válvula solenóide ASCO, pressão de gás 102 kg/cm^2 , e o sistema de alimentação de propelente era promovido pela válvula eletropneumática VALMICRO, modelo AT051.

Um sistema *LabView*, figura 3.9, controlava a aquisição dos sinais a uma taxa de 1.000 amostras por segundo. Este sistema é, também, responsável pela abertura remota das válvulas de ignição e do tiro. Todos os tiros são programados para uma duração pré-determinada no sistema.



Figura 3.8 - *Bunker* do Laboratório de Ensaios – LCP. Nesse sistema foram realizados mais de 30 ensaios válidos.

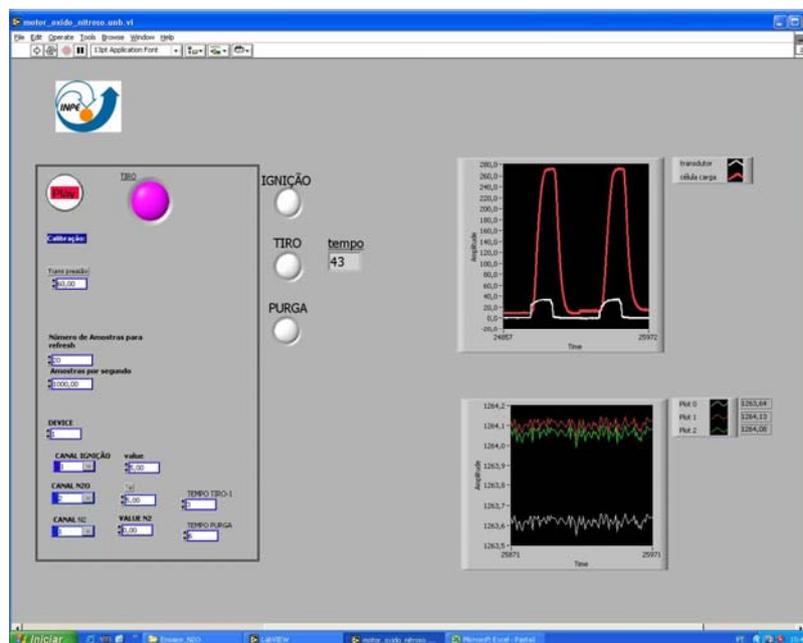


Figura 3.9 - Interface *Lab View*, responsável pela aquisição dos sinais do sistema de instrumentação e pela abertura remota das válvulas de ignição e tiro.

3.2. PROCESSO DE FABRICAÇÃO DO GRÃO COMBUSTÍVEL.

A quantidade de parafina usada na manufatura do grão combustível é previamente definida em relação ao diâmetro da porta de combustão e o comprimento do grão que se deseja avaliar.

A seguir, são descritas as etapas para a produção do grão combustível. De manufatura simples e completamente segura.

1. A parafina é adquirida em forma granular, figura 3.10, em uma embalagem de 25 kg.
2. Do momento em que a parafina é retirada do seu recipiente ao momento em que é levada para ser fundida em um fogareiro simples, são observados os cuidados de manuseio a serem respeitados em todas as etapas de produção do grão combustível.
3. Todo o processo de fusão é acompanhado de controle de temperatura com a ajuda de um termômetro sem contato *RayngerST* fabricado pela *Raytec*.
4. Após totalmente fundida, a parafina é retirada do fogo e posta para resfriar, o início do resfriamento é concomitante com adição do corante, a figura 3.11 mostra a parafina fundida, adicionada de corante. Estimou-se que uma quantidade de corante de 0,2% a 0,5% do total da massa fundida seja suficiente para propiciar a coloração desejada. A adição do corante visa proteger as partes internas do grão de aquecimento de calor por irradiação térmica.
5. A temperatura de fusão/solidificação da parafina é em torno de 55°C. Quando a massa líquida de parafina e corante atingem uma temperatura inferior a 80°C já é possível introduzir esse líquido em um tubo de Policloreto de Vinila (PVC). Não é aconselhável a introdução da parafina no tubo de PVC a temperaturas próximas de 90 °C para evitar deformações no tubo.
6. A faixa de temperatura que a parafina foi introduzida no tubo de PVC esteve sempre entre 68 °C e 75 °C. Em nenhum momento da fusão a parafina foi exposta a temperaturas superiores a 95 °C.
7. O tubo de PVC é tampado em ambas as extremidades e posto para centrifugar em um torno da marca IMOR à rotação de 1400 rpm, figura 3.12, por um período nunca superior a 2 horas e nunca inferior a uma hora. Este período depende do comprimento do grão e da porta de combustão que se deseja obter. Para o grão cujo

comprimento é de até 250 mm o tempo necessário da completa solidificação da parafina foi de aproximadamente uma hora e meia. No caso de dimensões superiores, este tempo pode ser de até 2 horas, por exemplo, para o comprimento de grão de 450 mm.

8. A porta de combustão simples e circular que é naturalmente formada com a centrifugação da parafina é posteriormente usinada de forma a tomar o diâmetro desejado com maior precisão, figura 3.13.
9. Na fase de desenvolvimento do trabalho, conforme anteriormente citado, foram utilizados quatro motores, com diâmetros internos diferentes. Frequentemente o tubo de PVC também necessita de usinagem para se adequar às dimensões da câmara de combustão.
10. Em alguns casos a pós-câmara de mistura foi utilizada. Na figura 3.14 pode ser visto o componente. O objetivo da pós-câmara de mistura, como foi exposto no capítulo 2, é promover o restante da queima da parcela do combustível que não é completamente concluída na câmara de combustão. Outro componente importante é o tubo de PVC que, além de servir como fôrma e suporte para a parafina no momento da centrifugação, ajuda na proteção térmica ao isolar a parede do motor do grão combustível.



Figura 3.10 - Parafina antes da fusão para a produção do grão combustível.

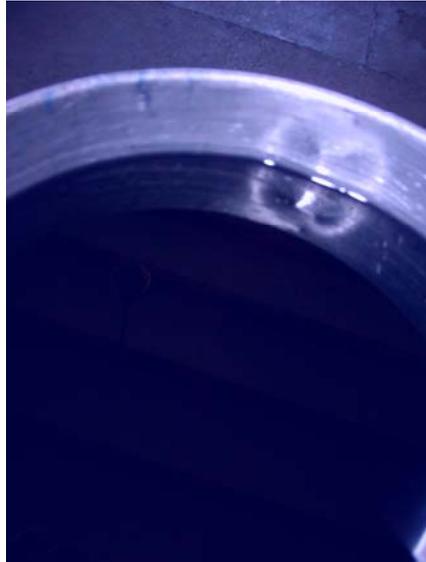


Figura 3.11 - Parafina em processo de resfriamento natural.



Figura 3.12 - O grão combustível de parafina no momento de sua centrifugação.



Figura 3.13 - Case de PVC e grão combustível de parafina do motor HP-1 após a centrifugação.



Figura 3.14 - Grão combustível do motor HP-3/SD2; a pós-câmara de mistura de *Celeron* melhora o desempenho do motor e ajuda a proteger termicamente a tubeira do foguete.

3.3. METODOLOGIA EXPERIMENTAL.

3.3.1. Metodologia para Medida da Taxa de Regressão da Parafina.

Para a caracterização do par propelente parafina-N₂O é fundamental o cálculo da taxa de regressão do grão combustível sólido. Para possibilitar qualquer tipo de comparação e validação dos testes a metodologia escolhida deve ser seguida em todas as etapas dos processos.

No presente trabalho foi adotada a metodologia proposta por Karabeyoglu *et al.* (2004) nos testes executados na Universidade de Stanford e pelo NASA *Ames Research Center*. Essa escolha se baseia no fato de a equipe de Stanford estar na vanguarda do estudo científico desse combustível. Adotando a metodologia proposta por esse grupo de pesquisa foi possível comparar os resultados deste trabalho aos publicados pela equipe estadunidense, acumulando uma base de dados extensa.

Essa opção não parte, exclusivamente, do objetivo de comparação dos dados experimentais. Pelo estudo realizado, mostrou-se que o processo de correção proposto por Stanford é também adequado aos casos aqui tratados e a qualquer propulsor híbrido.

A seguir são descritas as etapas seguidas para o cálculo da taxa de regressão no presente trabalho e a forma de aplicação da correção de Stanford. A taxa de regressão é calculada experimentalmente a partir da equação (3.1)

$$\bar{r} = \frac{d_f - d_i}{2t_b} \quad (3.1)$$

O diâmetro inicial da porta de combustão é medido diretamente, após a manufatura do grão combustível, através de um micrômetro ou um paquímetro. Nos testes aqui realizados, para uma melhor definição do diâmetro inicial da porta, todos os grãos foram usinados de modo a terem um diâmetro inicial de porta de combustão bem definido e uniforme.

A medida direta do diâmetro final da porta de combustão fornece elevados erros devido à difícil mensuração desta grandeza após os testes, como pode ser visto na figura 3.15. Assim, o método propõe calcular o diâmetro final da porta de combustão, pela equação (3.2), a partir da medida da variação da massa de combustível consumido. Determinando, conseqüentemente, a taxa de regressão.

$$d_f = \left[d_i^2 + \frac{4\Delta m_f}{\pi\rho_f L_g} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (3.2)$$

A variação da massa de parafina é medida com um grau de certeza superior ao diâmetro final da porta de combustão, o que justifica o do método. Segundo Karabeyoglu *et al.* (2004), o principal problema da medida da taxa de regressão da parafina reside na estimativa do transiente de desligamento e ignição do motor. As figuras 3.17 a 3.19 mostram esses dois transientes.

O método de correção desenvolvido pela universidade de Stanford é baseado em uma estimativa da mudança do diâmetro da porta de combustão durante o processo de transiente da decaimento do empuxo. Desta forma, a taxa de regressão é expressa pela seguinte equação:

$$\bar{r} = \frac{d_{vc} - d_i}{2t_b} \quad (3.3)$$

O termo d_{vc} é a correção proposta devido ao transiente de desligamento e é expresso pela equação (3.4) e \dot{m}_{ox}^{ter} é a vazão mássica de oxidante no início do evento de decaimento do empuxo.

$$d_{vc} = \left(\left\{ \left[(2n+1/n) \right] \left(2^{n+1} / \pi^n \right) \tau_{fs} \cdot a \cdot \dot{m}_{ox}^{ter} \left[1 - \exp(-nt_f / \tau_{fs}) \right] \right\} + d_f^{2n+1} \right)^{1/(2n+1)} \quad (3.4)$$

O tempo de queima t_b é definido como o tempo entre a ignição e os eventos de fechamento das válvulas. Esse tempo é obtido através das curvas de pressão e empuxo, como pode ser observado na figura 3.16.

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

$$\tau_{fs} = V_f / A_{or} c_{ox}^* \Gamma^2 \quad (3.5)$$

Onde a constante de fluxo característico é dada por,

$$\Gamma = \sqrt{\gamma} \left[2 / (\gamma + 1) \right]^{(\gamma+1)/2(\gamma-1)} \quad (3.6)$$

V_f é o volume de oxidante transportado pelo sistema de alimentação, A_{or} é a área do orifício do sistema de alimentação e c_{ox}^* é 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. Desta forma, o erro que seria introduzido usando equação (3.5) é eliminado.

Para certas condições, o tempo característico pode ser tão longo quanto o tempo nominal de queima. Nesse caso, a variável temporal t_f é definida como o tempo após o fechamento da válvula principal, quando a taxa de regressão do combustível pode ser desprezada.

Na ampla maioria dos casos analisados até o presente momento, segundo os estudos da Universidade de Stanford, a razão t_f/τ_{fs} é 1.0. A adoção deste valor tem como precedente a observação de que a razão t_f/τ_{fs} na correção da taxa de regressão diminui significativamente para valores maiores que 1.0 devido à natureza exponencial do decaimento da vazão mássica.

O tempo de decaimento do empuxo (t_{te}) é tomado desde o instante de fechamento das válvulas até o completo desligamento do motor, nesse período ainda resta muito oxidante nas linhas. Contudo, 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 (3.4).

O fluxo de massa médio de oxidante é dado pela equação (3.7). A vazão mássica média de oxidante, \bar{m}_{ox} , é determinada de forma independente, descrita no apêndice E. O termo d_{vc} é calculado na etapa anterior e a equação (3.7) é a correção de Stanford para o fluxo de massa de oxidante.

$$\bar{G}_{ox} = \frac{16\bar{m}_{ox}}{\pi(d_i + d_{vc})^2} \quad (3.7)$$

Desta forma é possível calcular a taxa de regressão média e o fluxo de massa médio de oxidante para um determinado ensaio. Cada ensaio define um par de coordenadas e após uma seqüência de testes é possível traçar uma curva da taxa de regressão média em função do fluxo de massa médio de oxidante.

Uma curva típica é mostrada na seção posterior, sendo regida pela lei de regressão, equação (3.8). Através dessa equação e dos pontos no gráfico é definido o valor das constantes a e n .

$$\bar{r} = a \cdot \bar{G}_{ox}^n \quad (3.8)$$

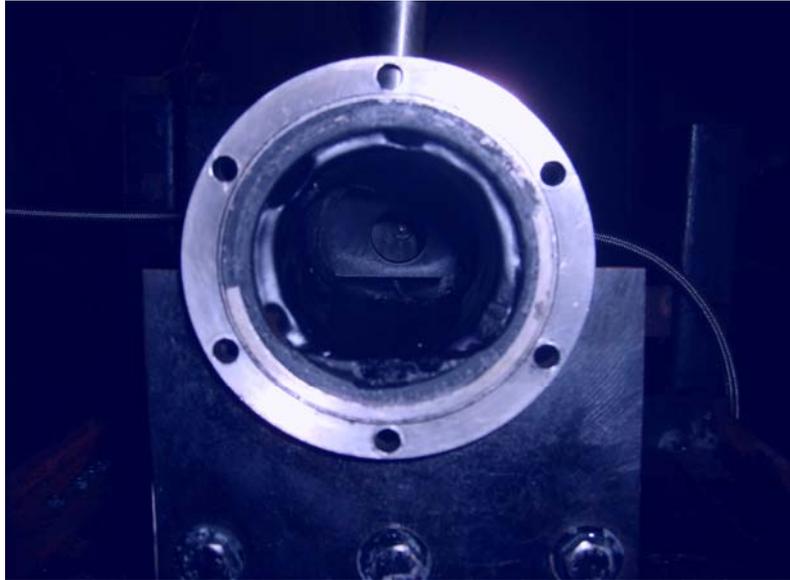


Figura 3.15 - Grão combustível de parafina ao término do teste. Devido ao estado do grão após a queima, o diâmetro final da porta de combustão é de difícil aferição. Isso mostra que o cálculo da medida da taxa de regressão através da variação da massa de parafina consumida se justifica.

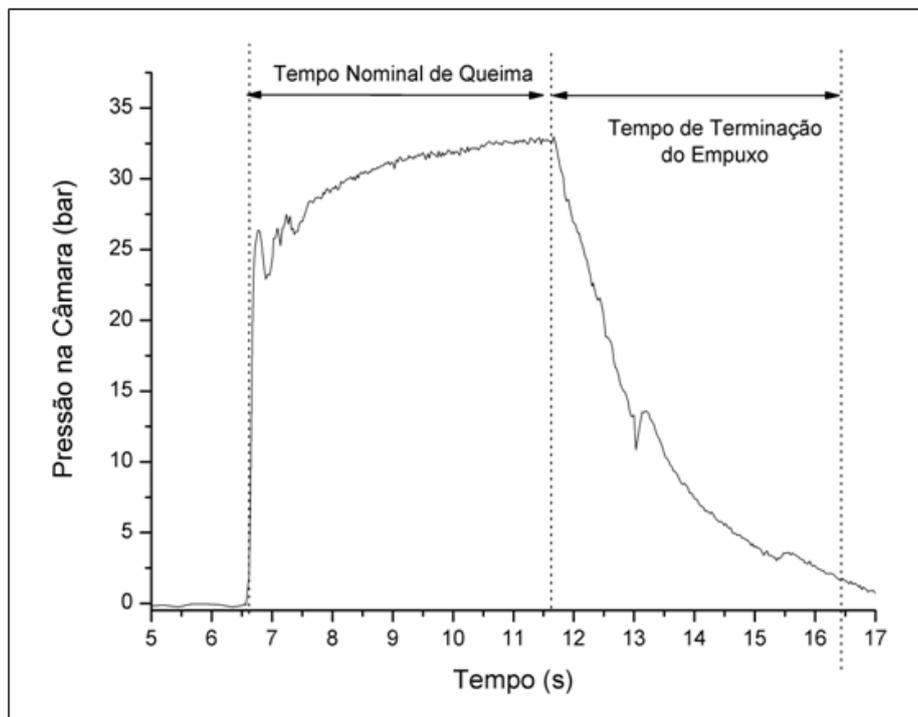


Figura 3.16 - Gráfico da pressão para os testes com o par propelente parafina-óxido nítrico.

Lançada mão do gráfico gerado pelos dados experimentais é calculado o primeiro valor das constantes a e n . Esses valores devem ser corrigidos, pois na primeira iteração da equação (3.4) faz-se uma estimativa inicial, utilizando os valores publicados para o par propelente parafina-GOX. Assim, os valores das constantes são re-inseridos na equação (3.4) que fornece um novo valor de d_{vc} .

Traça-se, novamente, o gráfico da taxa de regressão pelo fluxo de massa de oxidante e através da equação (3.8) são calculados novamente os valores de a e n . Esses passos são repetidos até que a e n atinjam um critério de convergência onde os valores das grandezas se tornem constantes.

A seqüência de um ensaio é mostrada nas figuras 3.17 a 3.19. O tempo de desligamento pode chegar a três segundos. Esse período é extremamente longo se comparado ao tempo nominal de queima.

Se o tempo de queima for tomado como sendo o tempo desde o instante em que o motor entra em funcionamento até a hora que é desligado, o erro na medida da taxa de regressão se torna considerável. Isso se deve ao fato de o tempo de decaimento do empuxo, nesse caso, ser erroneamente entendido como vazão mássica normal e não como resíduo na linha. Tal fato leva a pensar, inclusive, que níveis de pressão na câmara estariam elevados, o que não corresponde à realidade.

Em alguns ensaios houve queima do tubo de PVC, logo após o consumo total da parafina. Esse fenômeno não prejudica o cálculo da taxa de regressão, pois o tempo nominal de queima é representado pelo tempo de câmara pressurizada. A exceção é quando o tubo de PVC queima simultaneamente à parafina, nesse caso o ensaio deve ser descartado, pois a queima do PVC interfere na razão de mistura.

Como é mostrado nas figuras 3.21 e 3.22, pode-se, facilmente, observar a transição entre a queima da parafina e a do PVC. A curva de pressão para os testes onde há queima do PVC é dada na figura 3.20. É possível notar que a transição entre os dois materiais ocorre onde há um pico de pressão no gráfico.

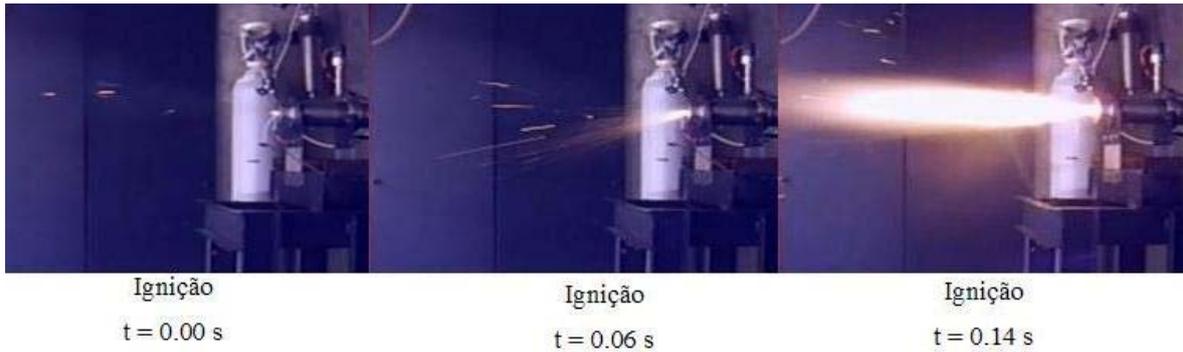


Figura 3.17 - Seqüência de ignição: o tempo de ignição nesse ensaio foi pequeno, 0,14 segundos, mas pode chegar a 1,5 minutos.

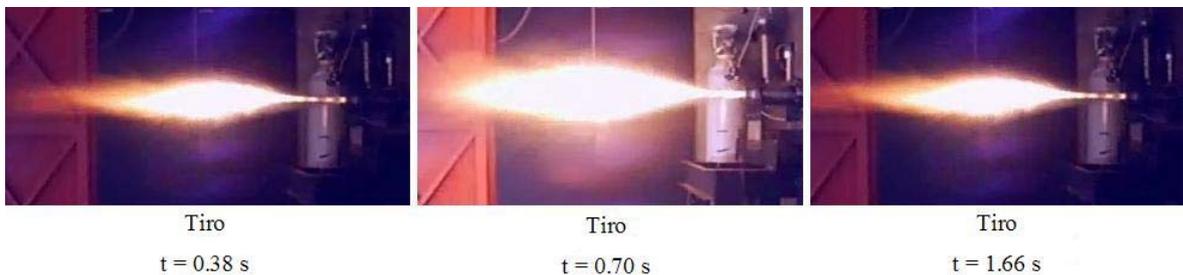


Figura 3.18 - Realização do tiro: o tempo de teste propriamente dito é determinado após a completa ignição e o evento de fechamento das válvulas principais. Conforme o cruzamento dos dados de vídeo e da curva pressão na câmara, nota-se que o tempo de câmara pressurizada é determinado entre esses dois eventos (ignição e fechamento das válvulas). Esse período é considerado o tempo nominal de queima.



Figura 3.19 - Transiente de desligamento: o evento se define entre o momento de fechamento das válvulas principais e o completo desligamento do motor. Devido à baixa vazão mássica de oxidante a taxa de regressão durante esse período começa a ser negligenciada.

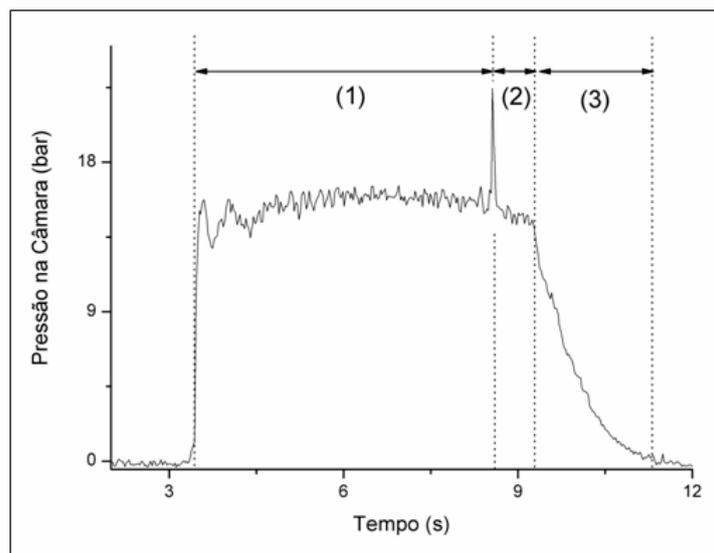


Figura 3.20 - Gráfico da pressão na câmara de combustão típico de um ensaio onde há queima de PVC. (1) tempo nominal de queima da parafina (t_b); (2) tempo de queima do PVC; (3) tempo de decaimento do empuxo para o PVC (t_{te}).



Figura 3.21 - Sequência de ignição: teste com o propulsor HP-3/SD2. O tempo de ignição nesse ensaio foi de 2,72 segundos.



Figura 3.22 - Transição entre a queima da parafina e do PVC. Ao observar as imagens e o passo de tempo, nota-se que a transição é bem definida.

3.3.2. Primeira Etapa de Testes.

Como estratégia para conquistar esses objetivos o trabalho é dividido em quatro fases, dispostas a seguir:

1. Comprovação da maior taxa de regressão da parafina comparada aos outros combustíveis híbridos tradicionais, como o HTPB e o PE.
2. Determinação preliminar das constantes de regressão para o propelente parafina-óxido nitroso.
3. Estudo da aplicação de uma injeção direta (furos passantes) e de uma injeção de oxidante vortical atomizado (*swirl-atomizado*).
4. Realização extensiva de ensaios padronizados para a formulação da lei da regressão para o combustível N₂O-Parafina.

Na primeira fase realizaram-se quinze testes no total, utilizando-se dois injetores de furos passantes com vazão mássica distintas. A primeira placa injetora era formada por furos de 0,78 mm de diâmetro. Com este injetor executaram-se sete experimentos (A4 ao A10), dos quais os dois últimos foram descartados devido ao baixo nível de oxidante no tanque de abastecimento.

A tabela 3.1 mostra os resultados desta primeira fase de desenvolvimento. No entanto, com esse conjunto de dados, não foi possível descrever uma lei da taxa de regressão preliminar. Isto ocorreu devido a uma estimativa do fluxo de massa imprecisa, o que levou a utilizar um tanque de volume de oxidante na fase subsequente.

Neste momento, o sistema multifuncional da *National Instruments*, descrito na figura 3.3, mostrou-se instável da forma que foi montado. Apesar de ser confiável na medida de empuxo este desempenho não se repetiu nas medidas de pressão na câmara de combustão e na linha de oxidante, o que levou a sua substituição pelo sistema de controle de aquisição de dados da *Lynx* (placa AC2122 para o barramento ADS2000IP).

Essa seqüência de testes (A11 ao A13) terminou com três experimentos com placas injetoras de 1,4 mm de diâmetro do orifício, cujos resultados estão expressos na tabela 3.2. Os três primeiros experimentos (A1, A2 e A3) não foram considerados devido aos baixos

níveis de empuxo e pressão na câmara, no entanto, foram fundamentais para o amadurecimento do projeto do motor.

Tabela 3.1 – Resultados experimentais para a placa injetora de 0,78 mm, $\dot{m} = 150 \text{ g/s}$.

<i>Teste Número</i>	$\bar{G}_{ox} \text{ (g/cm}^2\text{s)}$	$\bar{r} \text{ (mm/s)}$	<i>Observações</i>
A4	12,0	1,5	Tanque 1
A5	20,2	1,4	Tanque 1
A6	---	---	Tanque 1 – vazio
A7	---	---	Tanque 1 – vazio
A8	13,5	2,7	Tanque 2
A9	15,0	2,8	Tanque 2
A10	17,0	3,7	Tanque 2

Tabela 3.2 - Resultados experimentais para a placa injetora de 1,40 mm, $\dot{m} = 460 \text{ g/s}$.

<i>Teste Número</i>	$\bar{G}_{ox} \text{ (g/cm}^2\text{s)}$	$\bar{r} \text{ (mm/s)}$	<i>Observações</i>
A11	50,5	4,4	Tanque 2
A12	50,2	4,3	Tanque 2
A13	58,5	4,6	Tanque 2

Nos últimos três experimentos (A11 ao A13) o fluxo de massa elevado produziu uma taxa de regressão relativamente alta, o que culminou em altos níveis de empuxo. Os maiores valores de empuxo observados na primeira seqüência de ensaios (tabela 3.1) estiveram entre 350 N e 400 N. Nos três últimos testes dessa seqüência (tabela 3.2) esse valor esteve entre 650N e 800 N. A figura 3.23 mostra uma curva típica de empuxo para essa bateria de testes.

Mesmo não conseguindo uma relação satisfatória entre a taxa de regressão e o fluxo de massa, devido à dificuldade na estimativa da vazão mássica de oxidante destaca-se, de forma bem clara, a alta taxa de regressão da parafina em relação aos combustíveis híbridos tradicionais.

A tabela 3.3 mostra a taxa de regressão do HTPB dopado primeiramente com 25% de negro de fumo e, na seqüência, 20% de alumínio, tradicional aditivo nos FPH. Os experimentos mostrados na tabela têm como propelentes o oxigênio gasoso e o HTPB. Pode-se observar que a taxa de regressão é função da pressão na câmara de combustão, para o HTPB, e do fluxo de massa. No entanto, a dependência se faz de forma mais acentuada em relação ao fluxo, como prediz a literatura específica.

Outro dado que chama atenção na tabela 3.3 é o esforço para incrementar a taxa de regressão do HTPB adicionando negro de fumo e alumínio ser, de certa forma, decepcionante. Comparando os testes C5 e C21 desta tabela, a razão O/F e a pressão têm um efeito mais forte sobre a velocidade de queima que o uso do aditivo (Al). A razão O/F para o oxigênio e o HTPB se encontra entre 1,19 e 2,05.

A maior taxa de regressão apresentada para o HTPB (tabela 3.3) é 1,54 mm/s, este valor é aproximadamente igual ao menor valor encontrado nos testes preliminares deste trabalho, utilizando a parafina e o óxido nítrico. Ao observar as tabelas 3.1 e 3.3 nota-se que para valores muito próximos de fluxo de massa ($ordem \approx 17 \text{ g/cm}^2\text{s}$) a taxa de regressão do HTPB é 1,25 mm/s contra 3,7 mm/s da parafina.

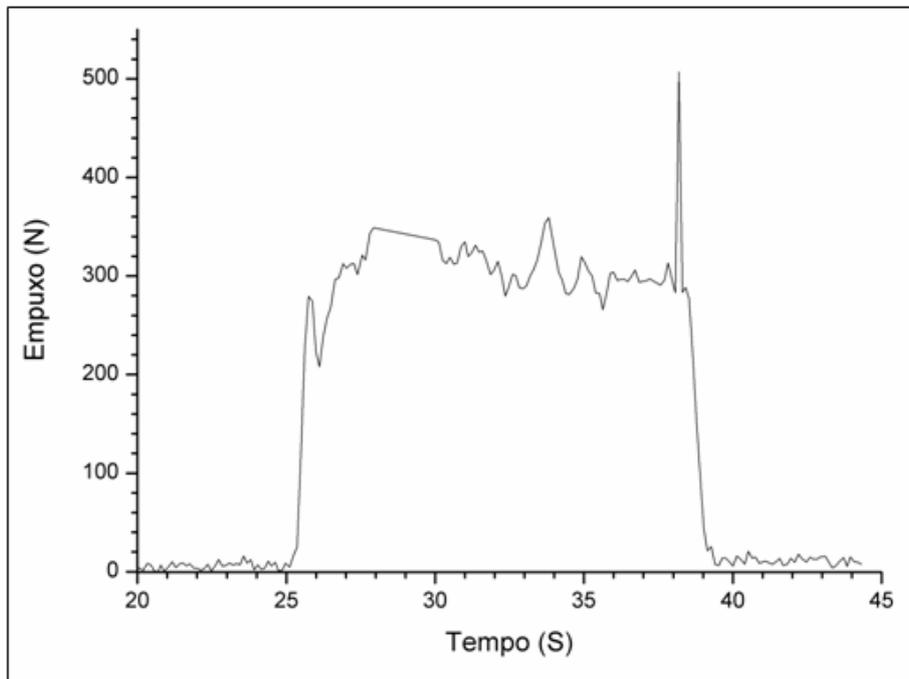


Figura 3.23 - Curva de empuxo do teste n. A4 que ilustra o comportamento padrão para essa seqüência de ensaios.

A observação experimental de que a parafina se comporta como um combustível híbrido de alto desempenho traz um maior incentivo para manter a linha de pesquisa.

Doravante, esses testes preliminares trouxeram a necessidade de se projetar outros motores e fazer aperfeiçoamentos no sistema de aquisição de dados. É nessa perspectiva que

surgiram os motores HP-2 e HP-3/SD2, o segundo construído para testes da válvula de controle de oxidante do foguete SD2.

Na seqüência de testes B (B1 a B15) o objetivo reside em estimar o valor das constantes de regressão a e n . Uma estimativa preliminar das constantes é fundamental para definição da seqüência de teste final do trabalho, realizado nos laboratórios do LCP-INPE.

Na obtenção desta curva preliminar de regressão foram feitos ensaios com o motor HP3-SD2, dispostos na tabela 3.4. A placa injetora utilizada era composta de dez furos de 1,5 mm de orifício. Os testes B1, B4 e B5 desta seqüência não foram utilizados devido aos problemas na ignição ou na estimativa da taxa de regressão.

No teste B1 o tanque de volume de controle estava contaminado com água e nos testes B4 e B5 a estimativa do fluxo de massa não pôde ser calculada com segurança, pois em um dos casos a ignição foi muito longa e em outro a válvula que une o tanque e a câmara de combustão foi precipitadamente fechada.

Os ensaios B9 e B10, realizados com o motor HP-2, não foram considerados devido à queima conjunta da parafina e do PVC. A figura 3.24 mostra o gráfico da taxa de regressão média do combustível sólido, a parafina, em função do fluxo de massa médio de oxidante, para essa segunda seqüência de testes. Estes dados permitem uma primeira aproximação para os seguintes valores das constantes de regressão:

$$a = 0,463$$

$$n = 0,73$$

Como os valores obtidos para as constantes de regressão da figura 3.24 são preliminares, deve-se confrontar os resultados adquiridos com os publicados na literatura. Os estudos utilizando parafina são recentes, logo foi necessária a comparação dos valores das constantes através de curvas teóricas, observando-se os desvios que cada par gera.

Tabela 3.3 - Taxa de regressão e condição de queima de motores híbridos em escala de laboratório (Chiaverini *et al.* 2001, com modificações).

Teste	Combustível	G_{ox} (g/cm^2s)	P_c (atm)	D (cm)	O/F	\dot{r} (mm/s)	Notas
C5	HTPB	15,1	40,2	2,64	1,29	1,36	Alta oscilação na P_c .
C6	HTPB	11,4	25,9	3,20	1,88	0,87	Ultrasom
C8	HTPB	8,2	25,5	3,21	1,67	0,72	Raio X – ultrasom
C11	HTPB ¹	11,8	30,4	3,39	2,04	0,92	Raio X – ultrasom
C20	HTPB	27,4	18,7	2,73	2,05	1,54	Raio X – ultrasom
C21	HTPB ²	17,4	27,3	3,24	1,96	1,25	Raio X – ultrasom

¹HTPB + 0.25% carbon black powder, 75 nm, ²HTPB + 20% Al.

Tabela 3.4 – Experimentos para o cálculo das constantes de regressão preliminares.

Teste	\bar{G}_{ox} (g/cm^2s)	\bar{r} (mm/s)	O/F	Motor
B1	22,96	0,75*	14,8	HP3-SD2
B2	12,65	1,5*	7,2	HP3-SD2
B3	14,15	3,1	3,4	HP3-SD2
B4	19,54	3,2*	4,1	HP3-SD2
B5	14,86	3,5*	3,5	HP3-SD2
B6	22,16	5,1	2,9	HP3-SD2
B7	24,19	4,74	2,34	HP-2
B8	11,65	3,59	1,57	HP-2
B9	11,99	1,85	2,8	HP-2
B10	8,21	1,28	2,85	HP-2
B11	22,15	3,42	2,9	HP-2
B12	7,08	2,07	7,2	HP-2
B13	10,98	2,82	5,1	HP-2
B14	11,16	2,62	5,2	HP-2
B15	9,27	2,08	5,1	HP-2

*Esses teste serviram apenas para a caracterização da válvula e do conjunto de injeção e não entraram no cálculo preliminar das constantes de regressão.

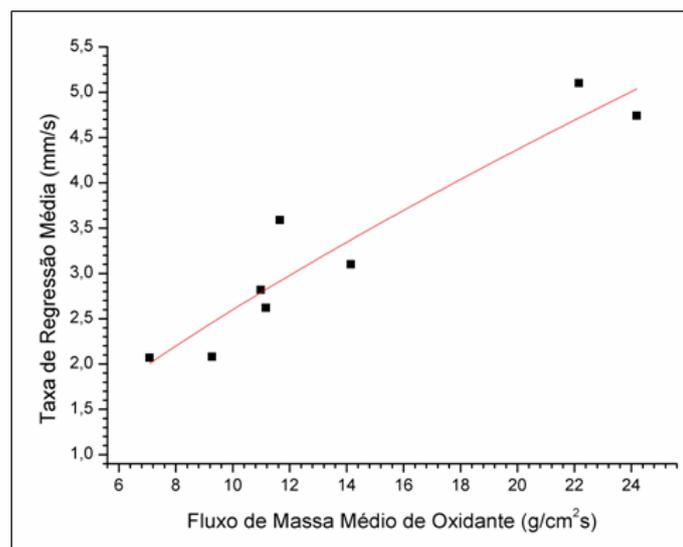


Figura 3.24 - Gráfico da taxa de regressão média em função do fluxo de massa médio de oxidante referente aos experimentos apresentados na tabela 3.4.

Karabeyoglu *et al.* (2004) estimaram os seguintes valores para as constantes de regressão:

$$a = 0,488$$

$$n = 0,620$$

As constantes acima citadas foram determinadas utilizando o par propelente GOX–Parafina e foram usadas na tabela 3.5 para determinar o valor de r_{S1} (valor simulado da taxa de regressão utilizando as constantes de Stanford para o par GOX-Parafina).

Em uma outra pesquisa Karabeyoglu *et al.* (2004) apresentaram para o par propelente N₂O–Parafina os seguintes valores para as constantes de regressão. Essas constantes foram usadas na tabela 3.5 para determinar o valor de r_{S2} (valor simulado da taxa de regressão utilizando as constantes de Stanford para o par N₂O-Parafina).

$$a = 0,1781$$

$$n = 0,5$$

Utilizando os resultados das constantes de regressão determinados pela Universidade de Stanford e pré-determinados por essa pesquisa pode-se simular os valores da taxa de regressão, tabela 3.5. Onde G_{ig} é o fluxo mássico inicial de oxidante e D_i é o diâmetro inicial da porta de combustão.

A figura 3.25 traz o gráfico das simulações da taxa de regressão assumindo uma vazão mássica constante de 200 g/s. Esse gráfico é obtido através do uso dos valores das constantes de regressão (a e n) determinados por Stanford e aqui obtidas preliminarmente (tabela 3.4).

Tabela 3.5 – Valores teóricos simulados para a taxa de regressão da parafina considerando diferentes constantes de regressão.

D_i (mm)	G_{ig} (g/cm^2s)	G_{ter} (g/cm^2s)	r_{s1} (mm/s)	r_{s2} (mm/s)	r_{ul} (mm/s)
15	113,2	15,5	2,67	2,22	3,43
20	63,7	13,8	2,48	2,09	3,14
25	40,7	12,3	2,31	1,98	2,89
30	28,3	11,1	2,16	1,87	2,67
35	20,8	10,0	2,03	1,78	2,48
40	15,9	9,1	1,91	1,70	2,31
45	12,6	8,3	1,81	1,62	2,16
50	10,2	7,6	1,71	1,55	2,03
55	8,4	7,0	1,62	1,49	1,91
60	7,1	6,4	1,54	1,43	1,80

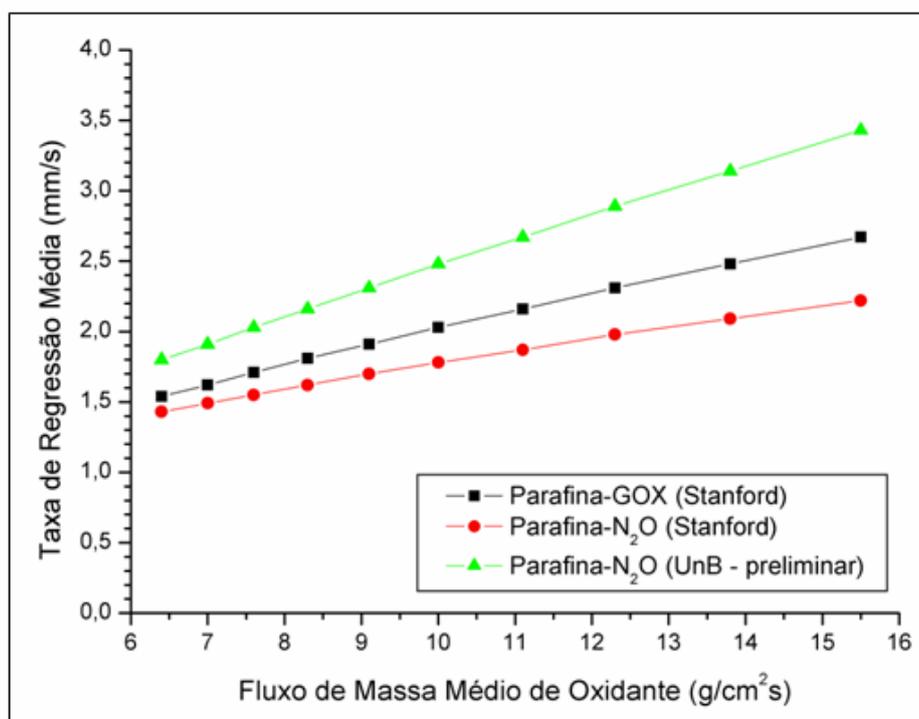


Figura 3.25 - Esboço teórico da taxa de regressão utilizando as constantes de regressão preliminarmente determinada por esse trabalho e as propostas pela Universidade de Stanford.

3.3.3. Segunda Etapa de Testes.

Na primeira etapa de testes foram observados alguns fenômenos interessantes, que necessitam de confirmação para serem validados, onde se destacam:

- Possibilidade de ignição do grão combustível de parafina para valores de fluxo de massa superiores a $0,8 \text{ lb/in}^2 \text{ s} \cong 56 \text{ g/cm}^2 \text{ s}$.
- Pressão na câmara de combustão mais estável nos motores que utilizam um sistema de injeção vortical atomizado.

Desta forma, utilizando os dados das tabelas 3.1 a 3.5 e das figuras 3.24 e 3.25 foram definidos os números de experimentos a serem realizados na segunda parte da pesquisa. A tabela 3.6 esquematiza o número e o objetivo que se deseja alcançar com cada uma das seqüências de ensaios. O diâmetro da porta de combustão esteve entre 20 mm e 40 mm e o comprimento do grão variou de 130 mm a 165 mm.

Para a padronização dos testes usou-se o motor PH-LCP do INPE com uma série de adaptações. A principal mudança ocorreu no sistema de injeção, pois a concepção original do motor tinha o peróxido de hidrogênio como oxidante, Gouvêa (2007), e neste trabalho foi utilizado o óxido nitroso.

Desta forma, todo o sistema de injeção, inclusive a composição das linhas do oxidante e das válvulas de alimentação, teve de ser reformulado. A figura 3.26 traz a primeira configuração do motor, onde foram realizados os ensaios para o levantamento da curva da taxa de regressão do par propelente parafina-N₂O. O injetor *pressure-swirl* foi desenvolvido e projetado pela equipe do professor Pedro Teixeira Lacava nos laboratórios do Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA). Os parâmetros do injetor tendo a água como líquido de trabalho, são:

$$\dot{m}_{ox} = 100 \text{ g/s}$$

$$\Delta p = 10 \text{ atm}$$

$$C_d = 0,278$$

$$\theta = 36,18^\circ$$

A figura 3.27 mostra o esquema do sistema de injeção. Esse tipo de injeção visa provocar uma melhor vaporização do filme líquido de oxidante que entra na câmara de combustão. No entanto, os parâmetros teóricos iniciais do projeto do injetor necessitavam ser testados e corrigidos para os níveis de pressão real de trabalho e condições de operação do motor.

Assim, é determinada a vazão mássica do injetor (através de dados de variação de massa do oxidante em um tanque durante os testes de funcionamento do motor) e a variação da pressão (através de dados de transdutores de pressão posicionados na linha de alimentação do oxidante e na câmara de combustão).

Os parâmetros específicos do injetor para a condição de uso deste trabalho são:

$$\dot{m}_{ox} = 226,52 \text{ g/s}$$

$$\Delta p = 25 \text{ atm}$$

$$\theta = 43,21^\circ$$

$$C_d = 0,31$$

Tabela 3.6 – Tipos de sistema de injeção de oxidante utilizados e objetivos.

Sistema de injeção	Número médio de Experimentos	Objetivo
Vortical atomizado (<i>Pressure-swirl</i>)	20	Traçar curva para determinar lei da taxa de regressão
Vortical atomizado e pré-câmara	10	Estudo da estabilidade da pressão na câmara de combustão e cálculo da taxa de regressão.
Vortical atomizado, pré-câmara e <i>swirler</i> .	10	Estudo da estabilidade da pressão na câmara de combustão.
Furos passantes	3	Cálculo da taxa de regressão e parâmetro de comparação entre os demais tipos de injeção.

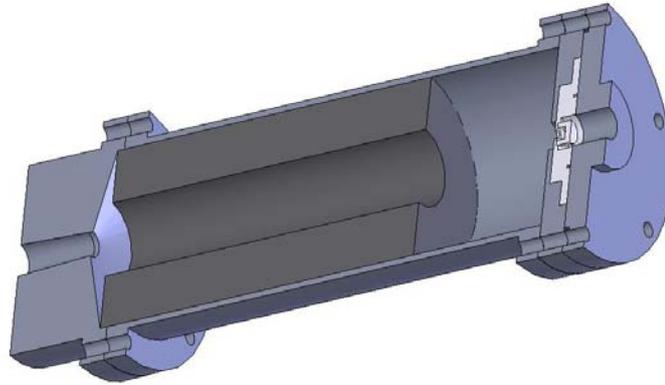


Figura 3.26 - Motor PH-LPC com a configuração modificada para o presente trabalho.

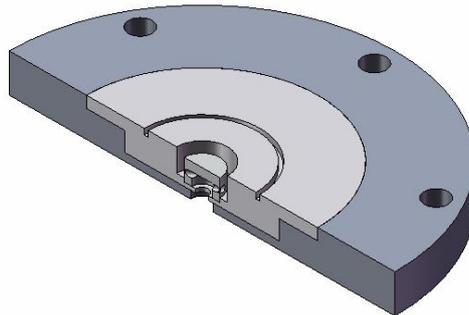


Figura 3.27 - Corte seccional do injetor vortical atomizado (*pressure-swirl*) utilizado neste trabalho.

Um bom projeto da tubeira é fundamental para o desempenho do motor de um foguete, sendo também determinante no controle de estabilidade do veículo. É a tubeira que acelera e direciona os produtos da reação química que ocorre na câmara de empuxo.

Como no presente trabalho o motor não sofrerá variações de altitude, trata-se de um motor de bancada, é necessário somente determinar qual é a *condição de entupimento* do bocal, ou seja, o diâmetro crítico da garganta em que o escoamento adquire velocidade sônica $M = 1$.

Sendo conhecida a vazão mássica de oxidante é possível determinar a vazão mássica de propelente que passa pela seção crítica da tubeira através da equação abaixo.

$$\dot{m}_{prop} = \dot{m}_{ox} \left(1 + \frac{1}{O/F} \right) \quad (3.9)$$

A razão de mistura do propelente é determinada pelas características de combustão do óxido nitroso (N_2O) com a parafina (C_xH_{2x+2}). Conforme anteriormente citado, o valor da razão O/F estequiométrica para o par propelente parafina-óxido nitroso é 9,5. Conhecendo \dot{m}_{prop} e O/F pode-se determinar a área da garganta do bocal através da equação(3.10).

$$A_t = \frac{\dot{m}_{prop}}{P_c} \left(\frac{\sqrt{\gamma RT}}{\gamma \sqrt{\left[2 / (\gamma + 1) \right]^{(\gamma+1)/(\gamma-1)}}} \right) \quad (3.10)$$

$$R = Ru / \mathcal{M} \quad (3.11)$$

As reações químicas deste propelente foram estudadas utilizando o *software* GASEQ – *chemical equilibria in perfect gases* – versão 0.79. Determinando a razão entre os calores específicos ($\gamma = 1,256$) e a massa molar ($\mathcal{M} = 26,03$ g) do propelente.

Através do conjunto de equações acima descritas é obtida a área da seção crítica da tubeira ($A_t = 8,33 \cdot 10^{-5} m^2$) e, conseqüentemente, o diâmetro da garganta ($D_t = 10,3$ mm). A partir de uma razão de expansão ($\varepsilon = 1,6$) determina-se a área de saída do bocal ($A_e = 1,33 \cdot 10^{-4} m^2$) e, instantaneamente, o diâmetro de saída ($D_e = 13,0$ mm).

Na seqüência de testes é acrescentada ao motor uma pré-câmara de mistura de 100 mm de comprimento. A pré-câmara contém um orifício de uma polegada de diâmetro (25,4 mm) na extremidade próxima do início da câmara de combustão, cujo objetivo é quebrar parte do efeito da injeção vortical atomizada e ajudar a alinhar o escoamento, figura 3.29 e figura 3.30.

O objetivo da seqüência de testes com a pré-câmara de mistura é comprovar que o injetor vortical atomizado (*pressure-swirl*) reduz as oscilações acústicas dentro da câmara de combustão. Esse fenômeno foi observado nos pré-testes, no entanto, naquele momento os injetores tinham vazões mássicas distintas, assim, optou-se por um estudo mais detalhado dessa importante característica.

A redução na oscilação da pressão dentro da câmara de combustão acarreta, também, em um sinal da curva de empuxo mais estável, isso que pode levar ao projeto de um veículo mais amigável em termos de controle do empuxo.

Na terceira série de testes foi utilizada a mesma configuração do motor do esquema da figura 3.29. A única exceção está no orifício perto da cabeça do grão onde é retirado o flange da figura 3.30, e colocado um *swirler*, figura 3.31, com o objetivo de estabelecer novamente o efeito *swirl* ao escoamento de oxidante.

Finalmente na última bateria de testes é aplicada uma injeção direta, sem o uso de pré-câmara, através de um injetor de furos passantes, figura 3.32. A vazão teórica dos injetores é igual, permitindo a comparação dos efeitos de cada sistema de injeção sobre a taxa de regressão e sobre a estabilidade da pressão na câmara.

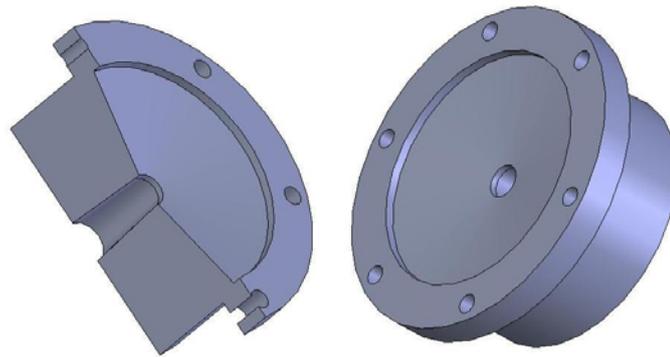


Figura 3.28 - Esquema do bocal em duas vistas: na esquerda um corte seccional e na direita a seção convergente.

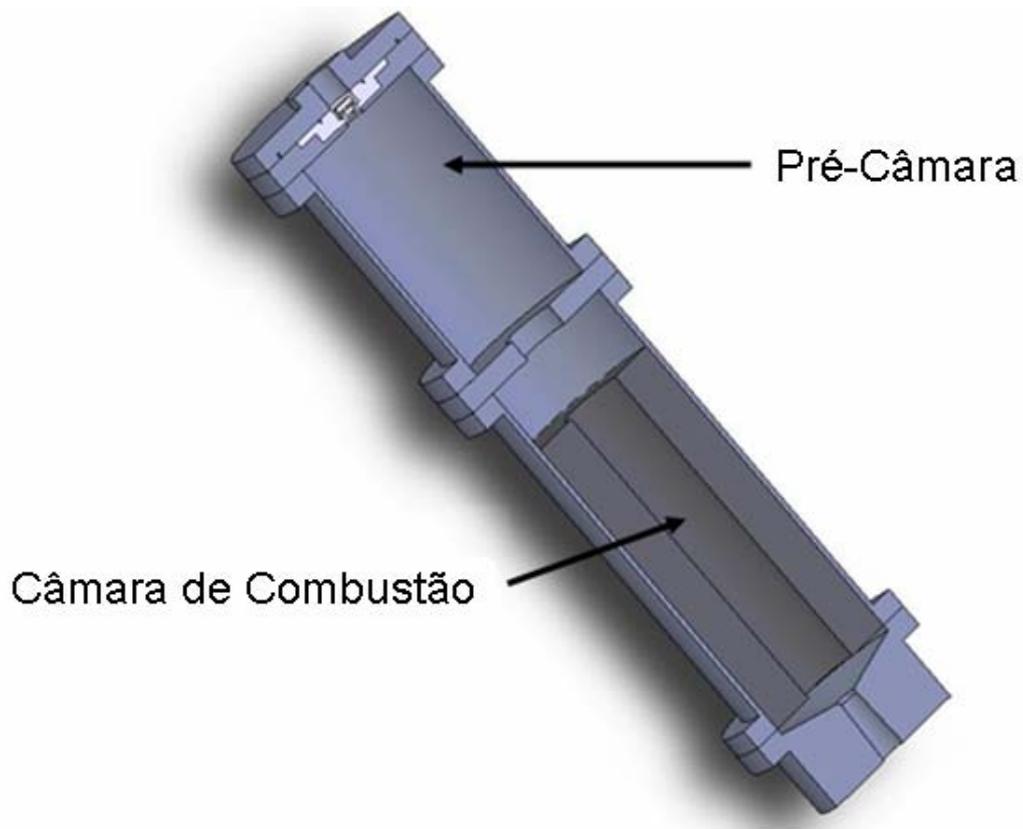


Figura 3.29 - Esquema do motor híbrido acrescentando uma pré-câmara de mistura, cujo objetivo é quebrar parte do efeito da injeção *swirl-atomizada*.



Figura 3.30 - Pré-câmara de mistura e orifício do flange.



Figura 3.31 - *Swirler* colocado no orifício do flange da pré-câmara.
São seis pás com inclinação de 60°.

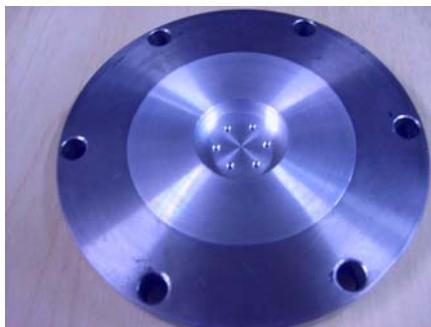


Figura 3.32 - Injetor direto, são seis furos passantes de 1 mm de diâmetro.

4. RESULTADOS

A partir da experiência adquirida nos ensaios que estabeleceram a metodologia do trabalho, preferiu-se uma caracterização do injetor, em termos de vazão mássica, ao uso de um volume de controle. Assim, o tanque de abastecimento é omitido e as linhas de alimentação do motor são acopladas diretamente ao sistema de armazenamento do oxidante, fazendo com que a pressão na linha se mantenha constante até o momento de fechamento das válvulas de controle.

Através da variação da massa de oxidante, após uma série de ensaios, foi determinada a vazão mássica do injetor vortical atomizado. A massa específica do óxido nítrico para algumas condições de temperatura e pressão, dentre outras informações, pode ser encontrada no apêndice E.

$$\dot{m}_{ox} = 226,52 \text{ g/s}$$

$$\rho_{ox} = 0,760 \text{ g/cm}^3$$

$$\rho_f = 0,859 \text{ g/cm}^3$$

A seguir, são apresentados e discutidos os resultados experimentais para uma vasta gama de casos. Primeiramente, são expostas as leis de regressão para o par propelente parafina-N₂O utilizando o sistema de injeção vortical atomizado (*swirl-atomizada*).

Na seqüência, a lei é expressa para o caso do uso do mesmo sistema de injeção combinado a uma pré-câmara de mistura e, finalmente, é utilizado um sistema de injeção direta através de um injetor de furos passantes. A *correção de Stanford* é aplicada em todos os casos.

Após o cálculo das constantes de regressão e da caracterização do par propelente, estuda-se a influência que cada tipo de injetor causa nos níveis de pressão na câmara e o efeito de um fluxo de massa elevado sobre as condições de ignição e regressão.

4.1. RESULTADOS PARA OS TESTES COM O INJETOR *PRESSURE-SWIRL*.

Para a caracterização do par propelente parafina-N₂O realizaram-se mais de 40 ensaios no LEA-UnB e 52 testes no Laboratório de Ensaio do LCP-INPE. Alguns dos testes realizados no LEA foram apresentados na metodologia experimental. Assim, primeiramente são discutidos os resultados dos ensaios realizados no LCP. A tabela 4.1 traz as condições de entrada da primeira bateria de testes.

Os testes 34 e 35 não foram utilizados na análise dos dados para o cálculo da taxa de regressão. No teste 34 houve queima de PVC desde o início e no teste 35 o empuxo medido e a quantidade de parafina queimada foram muito baixos, impedindo a obtenção de valores confiáveis. Em alguns testes foram usados grãos combustíveis mais longos, com o objetivo de estudar a influência do comprimento do grão sobre a taxa de regressão.

Em muitos ensaios, após a completa queima da parafina, houve consumo do PVC que serve de encapsulamento para o grão combustível. Desde que parte do tubo de PVC não queime juntamente com a parafina, não há problema na utilização dos dados oriundos desses testes. Se a queima do tubo de PVC ocorrer após a queima da parafina, enquanto a câmara estiver pressurizada, os dados podem ser empregados, visto que os tempos podem ser caracterizados.

Desta forma, é possível calcular o tempo de queima da parafina através das análises dos vídeos (t_q) e cruzar com os dados de tempo de queima pela análise da curva de pressão, tempo nominal de queima (t_b). Essa redundância auxilia na minimização dos desvios na medida do tempo de queima, geralmente a principal fonte de erro nos cálculos da taxa de regressão.

Com auxílio da tabela 4.2 pode-se plotar o gráfico da figura 4.1. Onde $\bar{G}_{d_{vc}}$ e $\bar{r}_{d_{vc}}$ são o fluxo de massa médio de oxidante e a taxa de regressão média de oxidante, respectivamente, após aplicação da correção proposta pela Universidade de Stanford; $\bar{G}_{press.}$ e $\bar{r}_{press.}$ são o fluxo de massa médio de oxidante e a taxa de regressão média do grão

combustível sem a utilização da correção proposta pela Universidade de Stanford; t_q é o tempo nominal de queima, câmara pressurizada, t_b é o tempo de queima através das análises dos vídeos dos testes e t_{te} é o tempo de decaimento do empuxo.

Tabela 4.1 – Condições dos testes com injetor pressure-swirl.

Teste n ^o	Injetor	D_i (mm)	L_g (mm)	t_q (s) ⁽¹⁾	t_b (s) ⁽²⁾	t_{te} (s) ⁽³⁾	Notas
01	PSW	35,0	169	4,44	--	--	Grão longo.
03	PSW	40,0	161	5,20	--	--	Grão longo.
05	PSW	35,0	161	5,46	--	--	Grão longo.
06	PSW	35,0	128	4,7	--	--	Queimou pvc.
09	PSW	30,0	130	4,4	--	--	Dados apenas de pressão.
10	PSW	30,0	130	4,6	4,5	1,7	Dados apenas de pressão.
12	PSW	35,0	132	4,2	4,3	2,0	Dados apenas de pressão.
14	PSW	25,4	131	5,7	5,3	0,6	Dados apenas de pressão.
22	PSW	30,0	134	5,0	4,9	2,6	Dados apenas de pressão.
24	PSW	30,0	131	4,9	4,8	1,8	Queimou pvc.
27	PSW	25,4	130	6,16	--	--	Sem sensor.
28	PSW	25,4	131	5,2	--	--	Queimou pvc.
29	PSW	40,0	160	5,1	--	--	Grão longo
30	PSW	40,0	133	3,9	--	--	Queimou pvc
31	PSW	20,0	160	5,3	--	--	Grão longo
32	PSW	25,4	149	6,8	4,9	2,2	Curva de pressão e empuxo.
33	PSW	20,0	137	6,6	5,1	1,9	Curva de pressão e empuxo.
34	PSW	30,0	120	9,3	4,0	3,0	Curva de pressão e empuxo.
35	PSW	25,4	163	5,4	--	--	Dados apenas de empuxo.
36	PSW	35,0	131	6,6	4,3	1,6	Queimou pvc.

(1) análises dos vídeos; (2) análises da curva de pressão na câmara de combustão; (3) tempo de decaimento do empuxo.

Para os valores de $\bar{G}_{d_{vc}}$ e $\bar{G}_{press.}$ a discrepância esteve entre 0,5 % e 0,7%, uma vez que eles não dependem do tempo de queima, apenas da correção no diâmetro final da porta de combustão relativo ao tempo de decaimento do empuxo.

Os valores encontrados para $\bar{r}_{d_{vc}}$ e $\bar{r}_{press.}$ tiveram boa concordância, apresentando um desvio que variou de 0,6 % a 1%. Isso mostra que o tempo que é considerado para a queima da parafina através dos dados de análise dos vídeos e dos dados de pressão na câmara de combustão é válido. Esse resultado reforça a tese de que após o fechamento das válvulas principais, na fase de decaimento do empuxo, a taxa de regressão se torna desprezível.

Tabela 4.2 - Resultados dos testes do motor HP-LCP com uso do injetor *pressure-swirl*.

Teste n ^o	$\bar{G}_{d_{vc}}$ (g/cm ² s)	$\bar{r}_{d_{vc}}$ (mm/s)	$\bar{G}_{press.}$ (g/cm ² s)	$\bar{r}_{press.}$ (mm/s)	O/F	P _c (bar)
01	--	--	11,97	3,17	3,2	---
03	--	--	10,15	2,56	4,1	---
05	--	--	11,14	2,91	3,5	---
06	11,05	3,42	11,12	3,39	3,8	---
09	12,95	3,91	13,02	3,88	3,5	18,8
10	12,30	4,11	12,36	4,08	3,3	20,8
12	11,07	3,63	11,13	3,70	3,4	21,3
14	13,46	3,97	13,53	3,95	3,5	18,6
22	12,32	3,75	12,40	3,72	3,5	20,2
24	12,30	3,84	12,37	3,81	3,5	16,0
27	14,22	3,19	14,29	3,17	4,5	32,9
28	13,26	4,08	13,33	4,06	3,4	35,1
29	--	--	10,08	2,65	3,7	---
30	10,12	3,43	10,18	3,39	3,5	---
31	--	--	19,98	3,38	4,1	---
32	13,70	4,18	13,79	4,15	3,2	32,2
33	15,25	4,66	15,35	4,63	3,1	32,6
36	11,03	3,75	11,08	3,73	3,4	36,5

A partir dos resultados obtidos na tabela 4.2 propõe-se a seguinte lei da taxa de regressão para o par propelente parafina-N₂O, utilizando o sistema de injeção *pressure-swirl* e a correção proposta por Stanford:

$$\bar{r} = 0,7197 \cdot G_{ox}^{0,67} \quad (4.1)$$

A constante de regressão a é dada em mm/s , baseado no fluxo de massa médio medido em g/cm^2s . Caso o fluxo de massa médio seja medido em kg/m^2s a constante a toma o valor de $0,1531mm/s$. Em ambos os casos, o expoente do fluxo de massa, n , não é alterado.

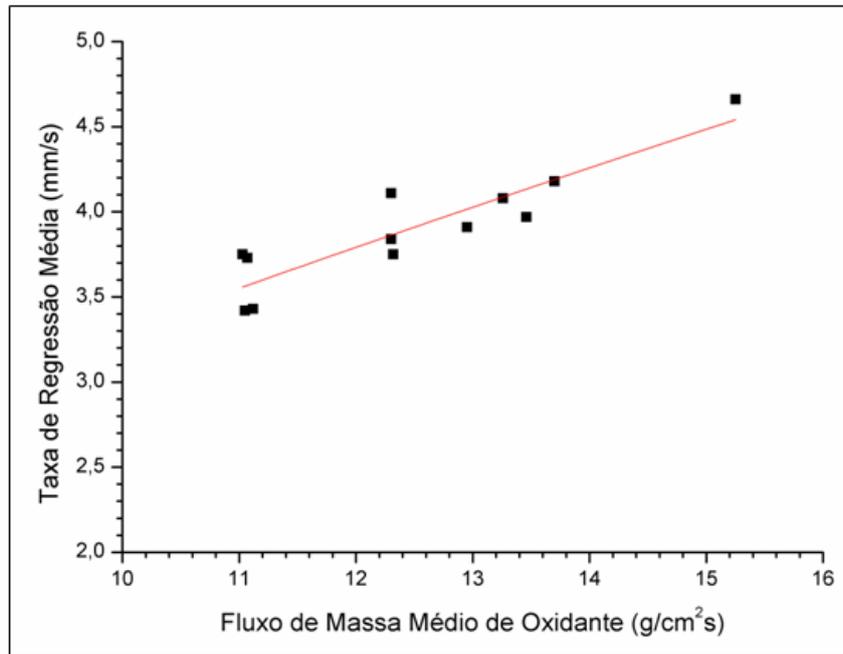


Figura 4.1 - Resultados experimentais da taxa de regressão da parafina com uso do sistema de injeção *pressure-swirl*.

O valor do expoente do fluxo (0,67) é significativamente menor do que os observados nos propelentes híbridos clássicos. Segundo Karabeyoglu *et al.* (2004), o fato do expoente do fluxo de massa assumir valores menores é desejável, pois esse efeito pode reduzir a extensão da razão O/F durante o curso de operação do motor e melhorar a eficiência do sistema propulsivo, em termos de impulso específico.

A figura 4.2 mostra uma imagem do foguete operando nas condições da tabela 4.1, sem pré-câmara e utilizando o sistema de injeção vortical atomizada (*pressure-swirl*). O comprimento da chama é estimado em 1,2 m contra apenas 0,18 m do comprimento do motor. Próximo à saída da tubeira podem ser observadas as ondas de choque, apontando a característica supersônica do escoamento.

A curva de pressão típica dos testes com injetor vortical atomizado, figura 4.3, indica a relativa estabilidade que esse sistema de injeção provoca nos níveis de pressão na câmara de combustão. As faixas de pressão tradicionais desses testes estão entre 16 e 30 bar, para uma extensão do fluxo de massa de 10 a 16 g/cm² s

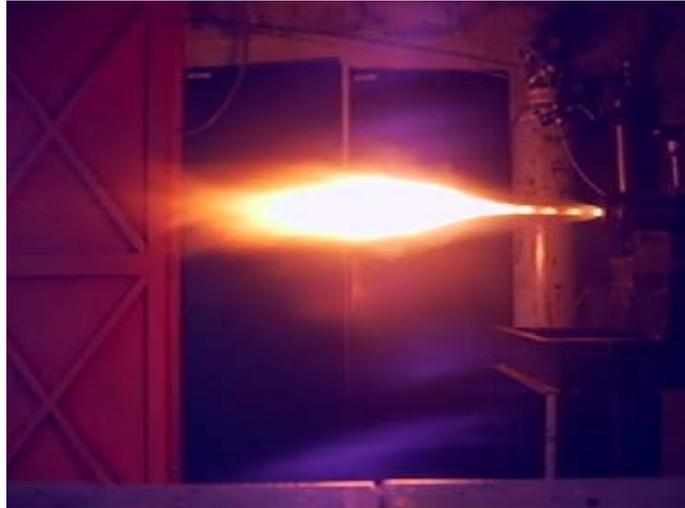


Figura 4.2 - Motor PH-LCP no momento do funcionamento.

A figura 4.4 exemplifica o efeito da pressão na câmara sobre a taxa de regressão para foguetes híbridos à base de parafina. Os dados mostram que esse efeito pode ser desprezado devido a pouca variação da taxa de regressão para pontos de pressão distintos. Essa característica pode ser verificada para fluxos de massa muito elevados, quando os foguetes híbridos clássicos costumam exibir alguma dependência da pressão na câmara de combustão.

Outro aspecto importante para caracterização do propelente está no estudo do efeito da variação do comprimento do grão sobre a taxa de regressão, figura 4.5. Comparando os testes 29 e 30, que exibem valores do fluxo de massa de oxidante próximos ($10,08 \text{ g/cm}^2\text{s}$ e $10,18 \text{ g/cm}^2\text{s}$, respectivamente) nota-se que para uma variação de aproximadamente 17% no comprimento do grão combustível há uma diferença da ordem de 22% no valor da taxa de regressão.

Essa discrepância é extremamente considerável e indica a necessidade de um estudo futuro mais detalhado sobre essa característica, principalmente no que tange a análise de efeito de escala. Em linhas gerais, o desvio nos valores medidos para a taxa de regressão com o grão longo esteve 20% abaixo do valor obtido com o grão de comprimento padrão.

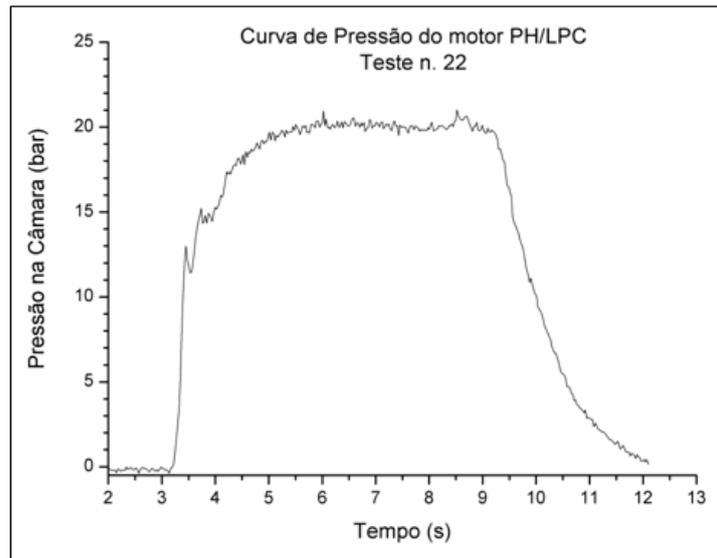


Figura 4.3 - Curva de pressão típica dos ensaios com injetor vortical atomizado.

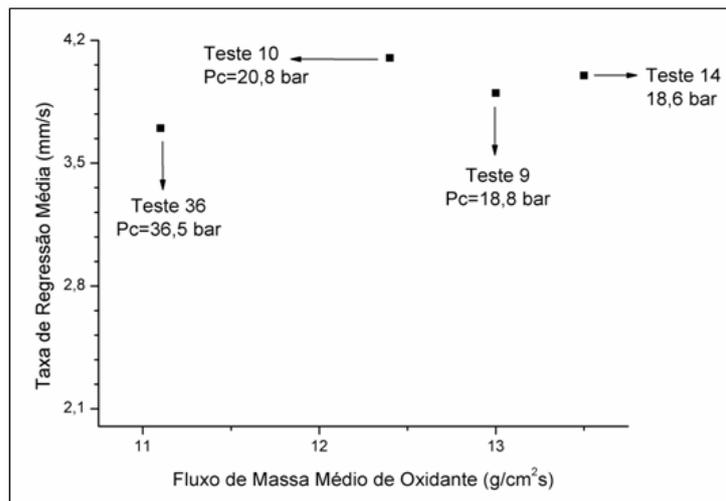


Figura 4.4 - Efeito da pressão na câmara de combustão sobre taxa de regressão da parafina.

A curva de empuxo que a figura 4.6 mostra é a do teste número 33, que ilustra as curvas de empuxo de toda essa primeira bateria de testes. O valor médio do pico de empuxo reside em torno de 230 N para o ensaio representado na figura. De modo geral, nessa primeira seqüência de testes os valores observados variaram de 180 a 250 N.

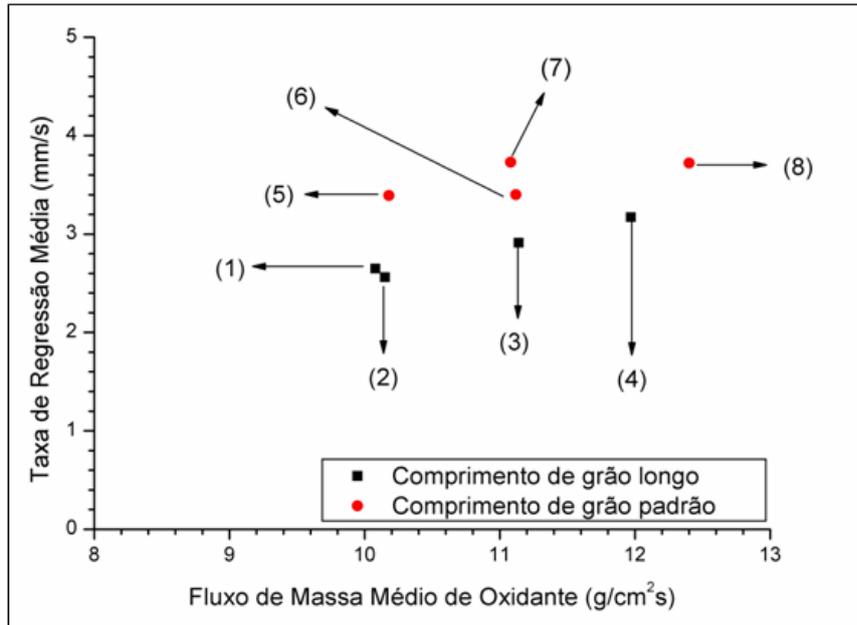


Figura 4.5 - Influência do comprimento do grão combustível sobre a taxa de regressão. (1) $L_g = 160$ mm; (2) $L_g = 161$ mm; (3) $L_g = 161$ mm; (4) $L_g = 169$ mm; (5) $L_g = 133$ mm; (6) $L_g = 128$ mm (7) $L_g = 131$ mm (8) $L_g = 134$ mm.

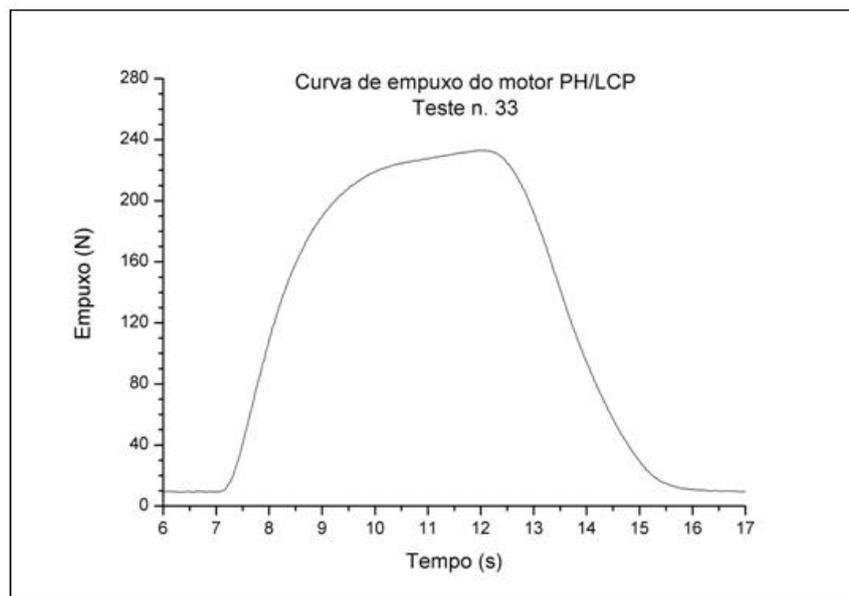


Figura 4.6 - Curva de empuxo típica dos ensaios com injetor vortical atomizado.

Na figura 4.7 pode-se observar o tempo de resposta do transdutor de pressão e da célula de carga. O fato do empuxo não acompanhar a pressão na câmara implica na necessidade da utilização de um amplificador de sinais (PRESYS DMY-2030).

O amplificador é utilizado apenas para a tomada do empuxo, isso não ocorre nos ensaios no LEA, cujo sistema de aquisição é da Lynx. No entanto, a medida de empuxo não é de fundamental importância para o cálculo da taxa de regressão devido à utilização de um transdutor de pressão.

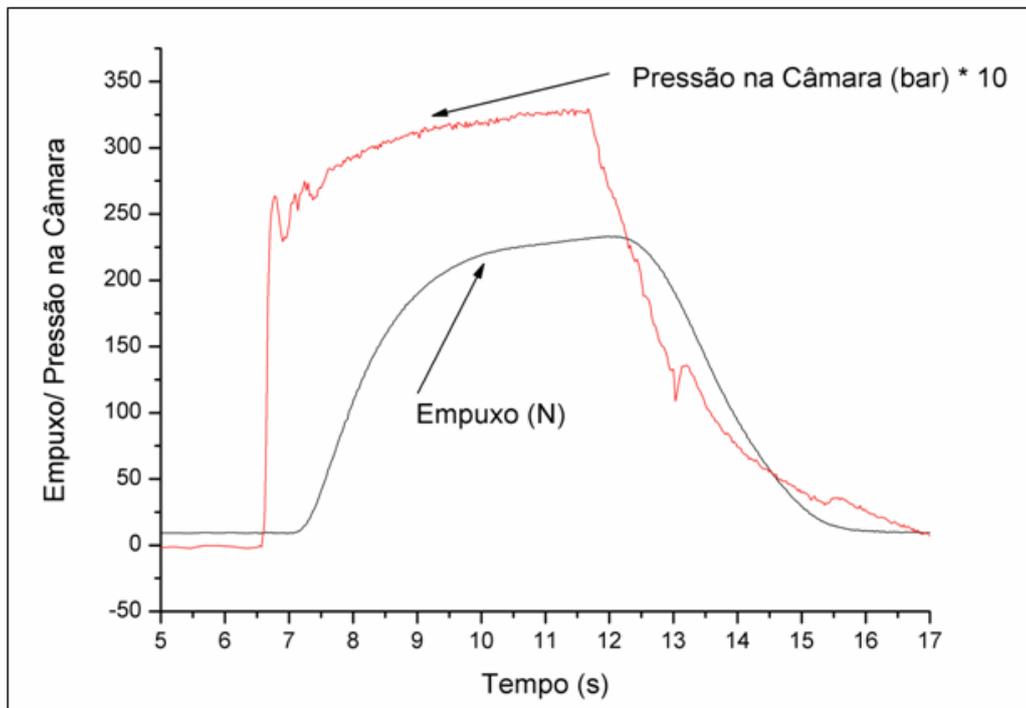


Figura 4.7 - A curva de pressão tem seus valores originais com fator multiplicativo 10, com objetivo de facilitar a comparação (teste n. 33).

4.2. RESULTADOS PARA OS TESTES COM PRÉ-CÂMARA DE MISTURA.

A tabela 4.3 lista os testes estáticos utilizando uma pré-câmara de combustão. O injetor utilizado é o injetor *pressure-swirl*, exatamente o mesmo dos ensaios anteriores, garantindo, assim, a mesma vazão mássica entre os diferentes testes, o que permite uma comparação eficaz do uso desta forma de injeção.

O comprimento da pré-câmara de mistura é 100 mm, o que corresponde a 55,6% do comprimento da câmara de combustão, que é 180 mm. Na extremidade próxima ao grão combustível é introduzido um orifício de uma polegada. O esquema experimental pode ser revisto nas figuras 3.29 e 3.30.

Em todos os testes desta seqüência foram tomados dados de empuxo e pressão na câmara de combustão, o que permitiu a caracterização do tempo de decaimento do empuxo tanto para a parafina quanto para o PVC. O tempo médio de decaimento do empuxo para a parafina é 2,8 segundos contra 3,1 segundo para o PVC. Com auxílio da tabela 4.4 pode-se plotar o gráfico da figura 4.8.

Tabela 4.3 - Dados das condições dos testes do motor com injetor vortical atomizado e pré-câmara.

<i>Teste n^o</i>	<i>Injetor</i>	D_i (mm)	L_g (mm)	t_q (s) ⁽¹⁾	t_b (s) ⁽²⁾	t_{te} (s) ⁽³⁾	<i>Notas</i>
45	PSW_P100	25,4	135,0	6,80	3,95	2,84	Sobrou parafina.
46	PSW_P100	25,4	132,0	6,97	4,23	2,74	Sobrou parafina.
40	PSW_P100	30,0	135,5	7,50	3,95	3,00	Sobrou parafina.
41	PSW_P100	30,0	133,0	6,65	4,14	2,48	Sobrou parafina.
42	PSW_P100	35,0	133,5	7,99	4,16	2,71	Queimou PVC.
43	PSW_P100	35,0	132,0	8,08	4,25	3,10	Queimou PVC.
39	PSW_P100	40,0	134,0	6,70	4,10	3,30	Queimou PVC.
44	PSW_P100	40,0	135,0	7,52	4,04	3,50	Queimou PVC.

(1) análises dos vídeos; (2) análises da curva de pressão na câmara de combustão; (3) tempo de decaimento do empuxo.

Tabela 4.4 - Resultados dos testes do motor HP-LCP com uso do injetor vortical atomizado e pré-câmara.

<i>Teste n^o</i>	$\bar{G}_{d_{vc}}$ (g/cm ² s)	$\bar{r}_{d_{vc}}$ (mm/s)	$\bar{G}_{press.}$ (g/cm ² s)	$\bar{r}_{press.}$ (mm/s)	<i>O/F</i>	P_c (bar)
45	15,77	4,40	16,49	4,16	3,6	30,9
46	14,91	4,39	15,55	4,18	3,5	28,5
40	12,97	4,34	13,48	4,12	3,3	32,1
41	13,64	3,86	14,22	3,63	3,9	33,1
42	10,89	3,96	11,28	3,74	3,3	30,8
43	10,87	3,88	11,24	3,68	3,4	32,5
39	9,80	3,53	10,29	3,16	3,8	31,0
44	9,96	3,37	10,11	3,32	3,5	31,0

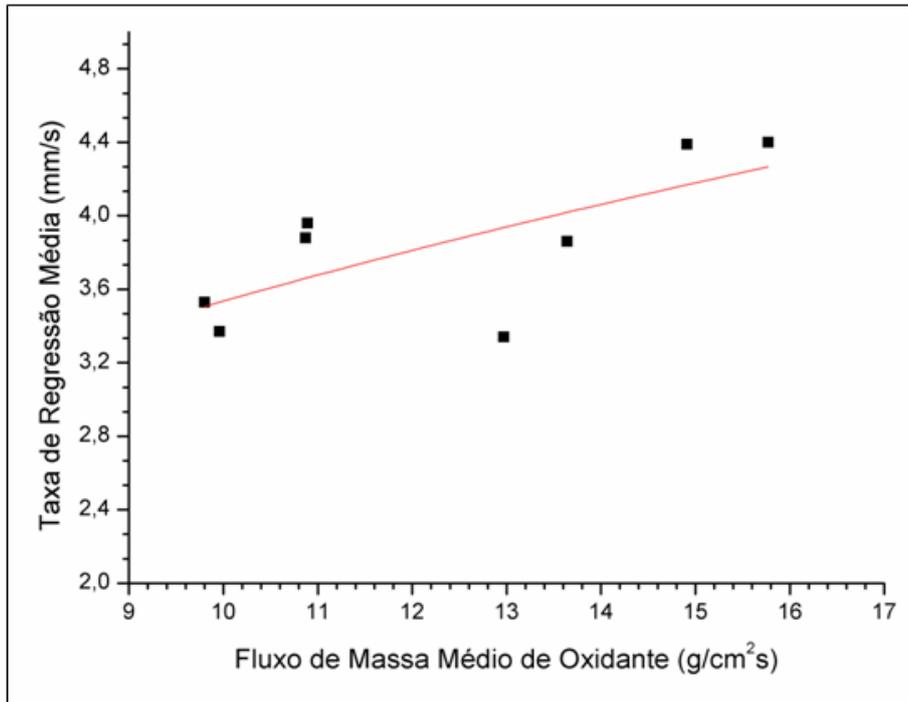


Figura 4.8 - Resultados experimentais da taxa de regressão da parafina com uso do sistema de injeção *pressure-swirl* em conjunto com uma pré-câmara de mistura de 100 mm de comprimento.

Os valores encontrados para $\bar{r}_{d_{vc}}$ e $\bar{r}_{press.}$ tiveram boa concordância, apresentando um desvio que variou de 4% a 5%. Para os valores de $\bar{G}_{d_{vc}}$ e $\bar{G}_{press.}$ a discrepância esteve entre 2,5 % e 3,4 %. Com os resultados expressos na figura 4.8 pode-se propor a seguinte lei de regressão para o par propelente parafina-N₂O, nas condições dadas pela tabela 4.3:

$$\bar{r} = 1,2301 \cdot G_{ox}^{0,47} \quad (4.2)$$

A constante de regressão a é dada em mm/s , baseado no fluxo de massa médio medido em g/cm^2s . Caso o fluxo de massa médio seja medido em kg/m^2s a constante a toma o valor de $0,4201mm/s$. Em ambos os casos, o expoente do fluxo de massa, n , não é alterado.

As mesmas características notadas para os testes apenas com o injetor *pressure-swirl* são observadas quando se adiciona a pré-câmara. A taxa de regressão continua não tendo uma variação considerável em relação à pressão de trabalho da câmara de combustão.

No entanto, devido ao grande comprimento da pré-câmara de mistura, nota-se uma acentuada oscilação no sinal de pressão na câmara. A figura 4.9 mostra o perfil da curva de pressão típica para essa bateria de testes. A figura 4.10 mostra a curva de empuxo dessa seqüência de ensaios. O valor médio do empuxo das duas seqüências, apenas com o injetor *pressure-swirl* e com a adição da pré-câmara, se mantém na mesma faixa.

Como a pressão na câmara, o empuxo e a taxa de regressão não sofrem o efeito da adição da pré-câmara, pode-se afirmar que o uso do sistema de injeção vortical atomizada leva à redução do comprimento da pré-câmara de mistura nos motores híbridos, resultando em um veículo de comprimento otimizado. Observa-se, também, que a utilização deste atomizador leva a perfis de pressão e empuxo mais estáveis, reduzindo substancialmente as oscilações acústicas dentro da câmara de combustão.

Nos ensaios com grão de grande comprimento, a pré-câmara se resumia a uma distância de 20 mm entre a placa injetora e o início do grão combustível. Essa era a distância necessária para o posicionamento do sistema de ignição e representa apenas 10% do comprimento total da pré-câmara usada na segunda seqüência de testes.

A figura 4.11 mostra a curva de empuxo e pressão, com um fator multiplicativo 10 objetivando uma melhor visualização. Ressalva-se que o tempo de resposta do sinal do empuxo é lento. A idéia de utilizar uma célula de carga é caracterizar completamente o motor, mesmo que os dados de empuxo não entrem nas análises de regressão.

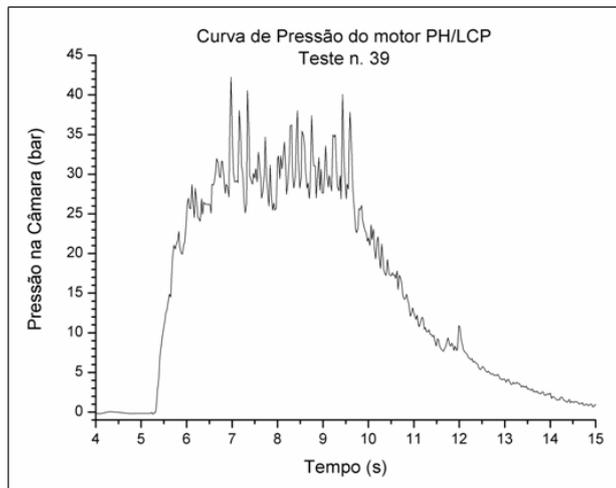


Figura 4.9 - Curva de pressão típica dos testes com pré-câmara.

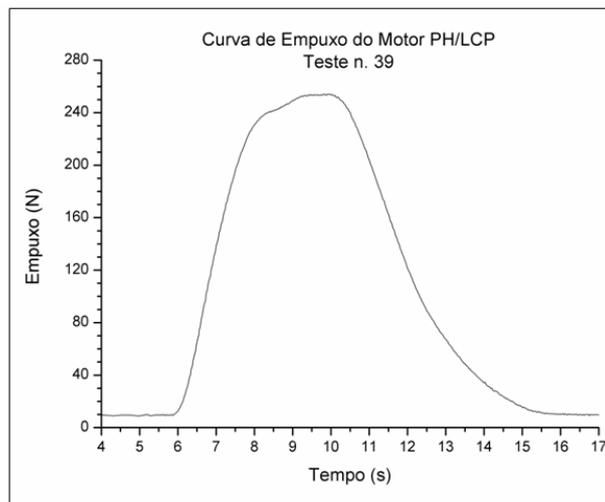


Figura 4.10 - Perfil típico do empuxo para a segunda seqüência de ensaios.

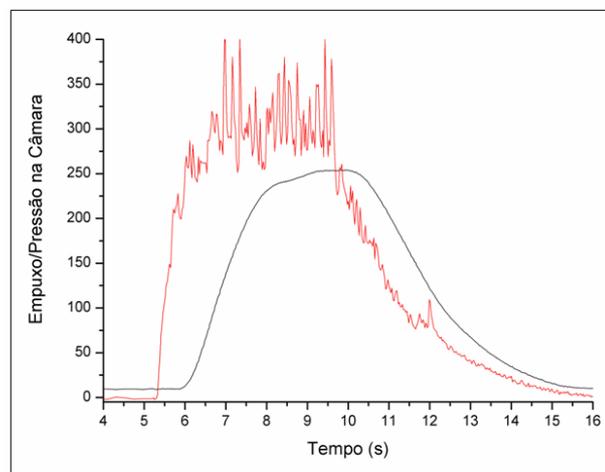


Figura 4.11 - Comparação entre o tempo de resposta do sinal de pressão e empuxo.

Devido à grande oscilação no sinal da pressão quando é usado a pré-câmara, figura 4.9, foi inserido um orifício de uma polegada perto do início do grão combustível com um *swirler* dotado de seis pás de inclinação 60°, figura 3.31. O intuito desses testes foi estudar a possibilidade do *swirler* restaurar o perfil de pouca oscilação na pressão da câmara.

A figura 4.12 traz a curva de pressão típica dessa seqüência de testes. Ao comparar essa curva com as curvas das figuras 4.3 (apenas *pressure-swirl*) e a figura 4.9 (*pressure-swirl* e pré-câmara) nota-se que o uso do *swirler* extra melhora a estabilidade da pressão se comparado com o uso apenas da pré-câmara, mas ainda assim, é inferior ao que é possível obter com o injetor *pressure-swirl*.

A tabela 4.5 traz as condições dos testes da pré-câmara em conjunto com o *swirler*. Ao analisar esses testes é possível notar que essa configuração não traz nenhuma vantagem em termos de taxa de regressão. Para fluxo médio de massa de oxidante próximos a $11 \text{ g/cm}^2\text{s}$ esse sistema de injeção resulta em taxas de regressão que variam entre 2,8 e 3,15 mm/s . O ensaio 51 não foi considerado, pois a válvula de ignição falhou.

Com uso do injetor vortical atomizado, separadamente e combinado com a pré-câmara, para essa faixa de fluxo de massa de oxidante, a taxa de regressão foi da ordem de 3,7 mm/s . Esse fato mostra que a adição do *swirler* não resolve completamente o problema de oscilação da pressão na câmara de combustão e não incrementa a taxa de regressão, desta forma, nos casos aqui estudados, não é encontrada nenhuma vantagem ao se introduzir esse aparato.

Tabela 4.5 - Dados de entrada para os testes com pré-câmara e *swirler*.

Teste n.º	Injetor	$D_i(\text{mm})$	$L_g(\text{mm})$	$t_q(\text{s})^{(1)}$	$t_{te}(\text{s})^{(3)}$	Notas
47	PSW_SL	35,0	137,0	5,1	--	Dados de pressão e empuxo.
48	PSW_SL	35,0	137,0	5,2	--	Dados de pressão e empuxo.
49	PSW_SL	35,0	135,0	5,5	--	Dados de pressão e empuxo.
50	PSW_SL	35,0	136,0	5,7	--	Dados de pressão e empuxo.
51	PSW_SL	35,0	130,0	7,4	--	Válvula de ignição falhou.

Tabela 4.6 - Resultados dos testes com o *swirler*.

Teste n ^o	$\bar{G}_{d_{vc}}$ (g/cm ² s)	$\bar{r}_{d_{vc}}$ (mm/s)	$\bar{G}_{press.}$ (g/cm ² s)	$\bar{r}_{press.}$ (mm/s)	O/F	P _c (bar)
47	10,9	3,28	11,2	3,15	3,8	31,4
48	10,9	3,17	13,7	3,04	4,0	35,6
49	10,8	3,03	11,1	2,91	4,2	37,1
50	10,8	2,94	11,1	2,82	4,3	35,6
51	10,8	2,26	13,0	2,51	5,3	35,8

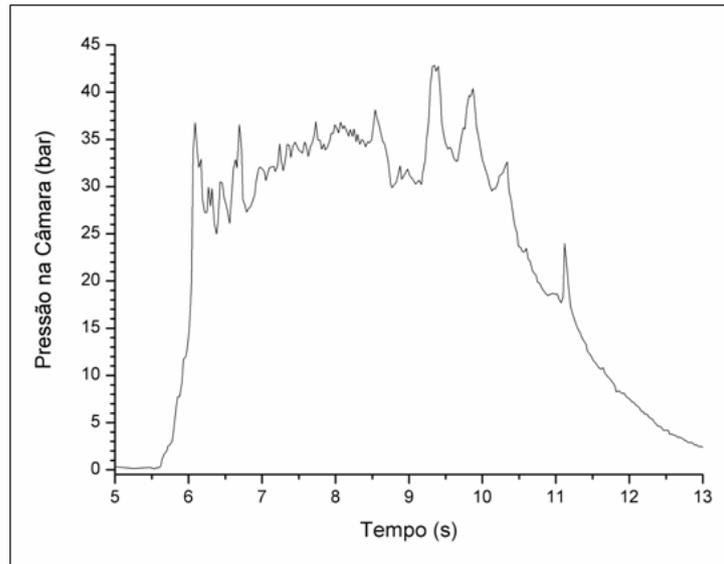


Figura 4.12 - Curva de pressão utilizando pré-câmara e um *swirler* de 1 in de diâmetro e 6 pás de 60° .

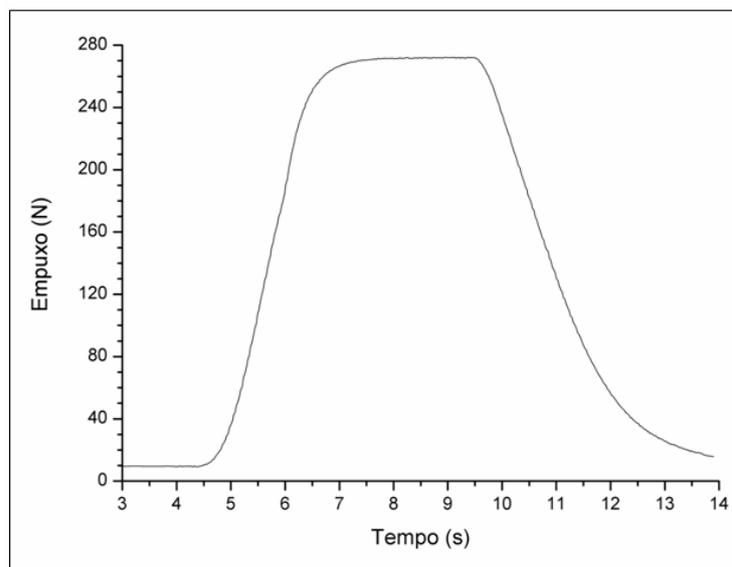


Figura 4.13 - Curva de empuxo da seqüência de testes com o *swirler*.

4.3. RESULTADO PARA OS TESTES COM INJETOR DE FUROS PASSANTES.

Nos últimos três ensaios realizados no LCP-INPE foi utilizado um injetor de furos passantes, sem emprego da pré-câmara de mistura. A tabela 4.7 mostra as condições dos testes e a tabela 4.8 traz os resultados experimentais.

A placa injetora, figura 3.32, é composta de seis orifícios de um milímetro cada, cuja vazão teórica é a mesma do injetor vortical atomizado. O grão combustível foi posicionado a 20 mm do injetor e nesse espaço inseriu-se um transdutor de pressão e o dispositivo de ignição.

A taxa de regressão da parafina com uso do injetor de furos passantes esteve entre 2,90 mm/s e 3,10 mm/s, para o fluxo de massa de oxidante variando entre 15,28 e 16,54 g/cm^2s , como pode ser visto na tabela 4.8. O comprimento do grão nessa seqüência de ensaios é o padrão.

A figura 4.14 mostra a curva de pressão para a seqüência de testes e a figura 4.15 traz o perfil de empuxo. Os níveis de pressão e empuxo dos três ensaios foram da mesma ordem, e, em valores absolutos, estiveram dentro da faixa de pressão e empuxo dos demais ensaios realizados no LCP.

Os desvios entre os valores de $\bar{r}_{d_{ve}}$ e $\bar{r}_{press.}$ foram de 3,1% a 3,6% e os de $\bar{G}_{d_{ve}}$ (g/cm^2s) e $\bar{G}_{press.}$ esteve entre 1,9% e 2,1 %. Esses valores não indicam o erro das medidas e sim a relação entre o valor da taxa de regressão e do fluxo de massa de oxidante quando corrigidas pelo método proposto. Isso mostra que o método, nesse caso, prevê uma correção da ordem de 3% nos valores da taxa de regressão.

A tabela 4.9 mostra a relação entre a taxa de regressão apenas com injetor vortical atomizado (PSW), com o injetor vortical atomizado combinado com pré-câmara (PSW_P100) e com injetor de furos passantes (FP). As taxas de regressão com injetores

vortical atomizado são, aproximadamente, 26 % maiores que as obtidas utilizando injetores de furos passantes.

Tabela 4.7 - Dados das condições dos testes do motor com o injetor de furos passantes.

Teste n.º	Injetor	D_i (mm)	L_g (mm)	t_q (s)	t_b (s)	t_{te} (s)	Notas
52	FP	30,0	130,0	4,6	4,2	1,2	Sobrou parafina.
53	FP	30,0	123,0	4,4	4,0	1,2	Sobrou parafina.
54	FP	30,0	127,0	4,5	4,3	1,2	Sobrou parafina.

Tabela 4.8 - Resultados dos testes do motor HP-LCP com uso do injetor de furos passantes.

Teste n.º	$\bar{G}_{d_{vc}}$ (g/cm^2s)	$\bar{r}_{d_{vc}}$ (mm/s)	$\bar{G}_{press.}$ (g/cm^2s)	$\bar{r}_{press.}$ (mm/s)	O/F	P_c (bar)
52	14,98	3,30	15,28	3,20	4,7	33,6
53	16,20	3,05	16,54	2,94	5,6	34,2
54	15,36	3,10	15,66	3,00	5,1	---

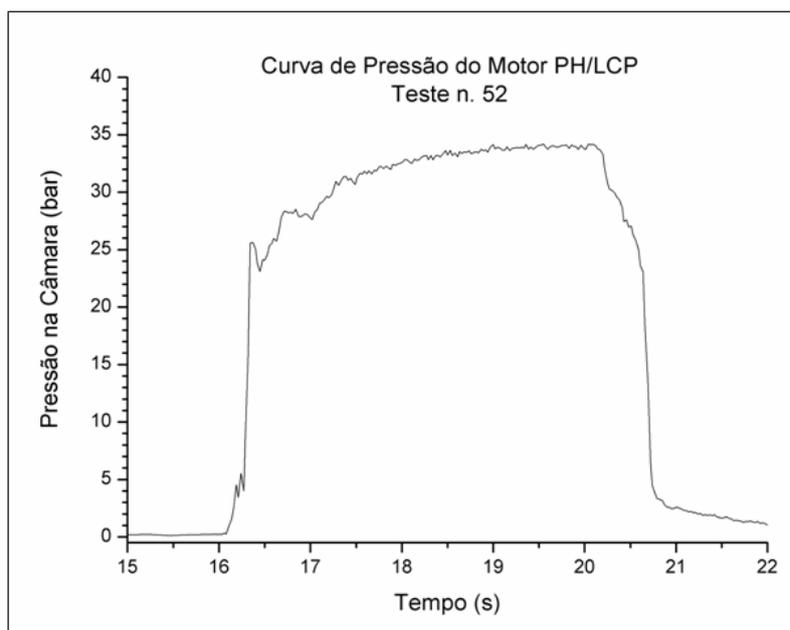


Figura 4.14 - Curva de pressão típica da seqüência de testes com injetor de furos passantes.

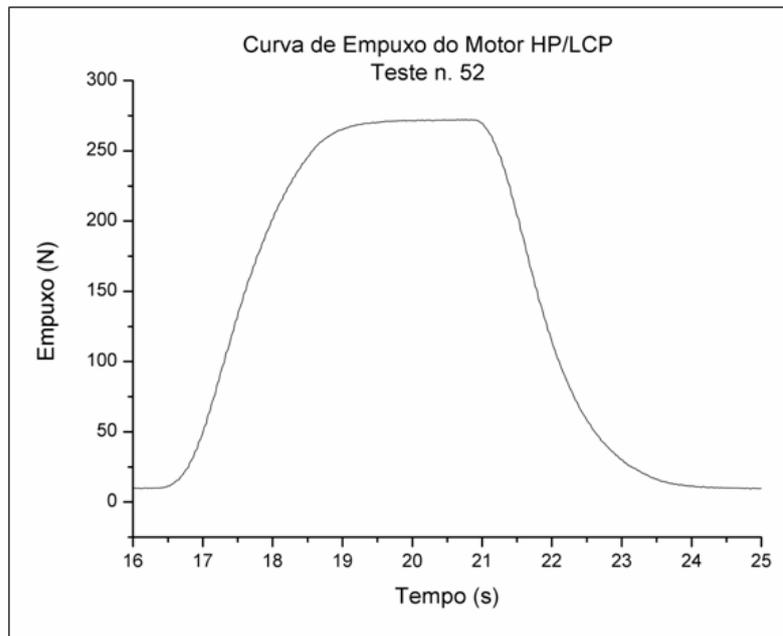


Figura 4.15 - Curva de empuxo típica para os testes com injetor de furos passantes.

Tabela 4.9 - Relação entre a taxa de regressão da parafina e as três configurações de injeção do oxidante: PSW: *pressure-swirl*, PSW_P100: *pressure swirl* combinado com pré-câmara e FP: furos passantes.

Teste n.º	Injetor	$\bar{G}_{d_{vc}}$ (g/cm ² s)	$\bar{r}_{d_{vc}}$ (mm/s)	O/F
10	PSW	12,30	4,11	3,3
32	PSW	13,70	4,18	3,2
33	PSW	15,25	4,66	3,1
41	PSW_P100	13,64	3,86	3,9
45	PSW_P100	15,77	4,40	3,6
46	PSW_P100	14,91	4,39	3,5
53	FP	14,98	3,30	4,7
54	FP	16,20	3,05	5,6
54	FP	15,36	3,10	5,1

Entre os injetores PSW e PSW_P100 não houve mudança média significativa na taxa de regressão o que mostra que esse atomizador cumpre sua função de forma eficiente. A diferença fundamental entre os injetores PSW e PSW_P100 é que no PSW as oscilações do sinal da pressão na câmara são pequenas enquanto no PSW_P100 há grandes oscilações no sinal.

A grande instabilidade mostrada na curva de pressão para os testes utilizando o PSW_P100 é devido ao comprimento da pré-câmara. Conjuntamente ao fato dos níveis de empuxo, pressão na câmara e da taxa de regressão não se alterarem de forma acentuada, observa-se que ao se lançar mão do uso do sistema de injeção do tipo vortical atomizado por pressão (*pressure-swirl atomizer*) é possível reduzir o tamanho ou eliminar a pré-câmara de combustão nos FPH.

Nos testes utilizando o injetor FP, tendo como critério a pressão na câmara, os resultados obtidos são próximos aqueles com o sistema de injeção PSW, não apresentando grande oscilação no sinal da pressão. O problema inerente ao uso de um injetor FP, sem pré-câmara, está na dificuldade de iniciar a queima do grão combustível sólido devido a uma má vaporização das gotas geradas pela ausência da pré-câmara.

Nos ensaios realizados no LEA-UnB, durante a definição da metodologia de pesquisa, foi observado que no caso do uso do injetor FP, com pré-câmara, a curva de pressão toma o perfil dos ensaios realizados com o PSW_P100, mostrando também, uma grande oscilação no sinal de pressão.

4.4. RESULTADOS COM ALTO FLUXO DE MASSA DE OXIDANTE.

Segundo Colburn (2005) foguetes híbridos devem ser projetados para iniciarem a queima com um valor máximo do fluxo de oxidante (vazão mássica por unidade de área). O valor geralmente aceito como limite superior, para os propelentes híbridos até então considerados como tradicionais, é aproximadamente $56 \text{ g/cm}^2\text{s}$. Esse valor muda conforme a combinação dos propelentes, mas tem se mostrado adequado para as combinações LOX–HTPB e N₂O–HTPB.

Nos ensaios efetuados na metodologia de trabalho foi notado que a ignição da parafina ocorria de forma relativamente fácil para valores muito próximos desse limite. No entanto,

naquele momento ainda não era possível realizar uma estimativa adequada para a taxa de regressão.

Desta forma, após serem determinadas as constantes de regressão a e n para o injetor vortical atomizado, realizaram-se dois ensaios no LEA – UnB para avaliação desse limite. Assim, utilizou-se o motor HP-2, no banco de testes horizontais, com uma placa injetora composta por nove injetores vorticais atomizados que possibilitavam uma vazão mássica de oxidante da ordem de 800 g/s (PSW_9). A tabela 4.10 traz as condições iniciais para esses testes e a tabela 4.11 apresenta os resultados experimentais.

As condições iniciais indicaram um fluxo de massa inicial extremamente alto, $157,9\text{ g/cm}^2\text{s}$. Este valor é 2,8 vezes maior que o limite sugerido por Colburn (2005), quando o HTPB é o combustível sólido. O fato da vazão mássica também ser elevada, resultou em um fluxo de massa médio de oxidante que pode ser considerado alto, $47,27\text{ g/cm}^2\text{s}$ para o teste número 1 e $45,55\text{ g/cm}^2\text{s}$ para o teste número 2. Esses resultados levaram a uma taxa de regressão excepcional, $9,14\text{ mm/s}$ para o primeiro teste e $9,95\text{ mm/s}$ para o segundo.

Tabela 4.10 - Condições iniciais para os testes com alto fluxo de massa inicial de oxidante.

<i>Teste</i>	<i>Injetor</i>	D_i (mm)	L_f (mm)	<i>Notas</i>
01	PSW_9	25,4	300	Excelente teste. Queimou PVC
02	PSW_9	25,4	280	Excelente teste. Queimou PVC

Tabela 4.11 - Resultados para os testes com alto fluxo de massa inicial de oxidante.

<i>Teste n°</i>	\dot{m}_{ox} (g/s)	G_{ig} (g/cm ² s)	$\bar{G}_{d_{vc}}$ (g/cm ² s)	$\bar{r}_{d_{vc}}$ (mm/s)	<i>O/F</i>	P_c (bar)
01	800	157,9	47,27	9,14	2,4	23,8
02	800	157,9	45,55	9,95	2,2	21,5

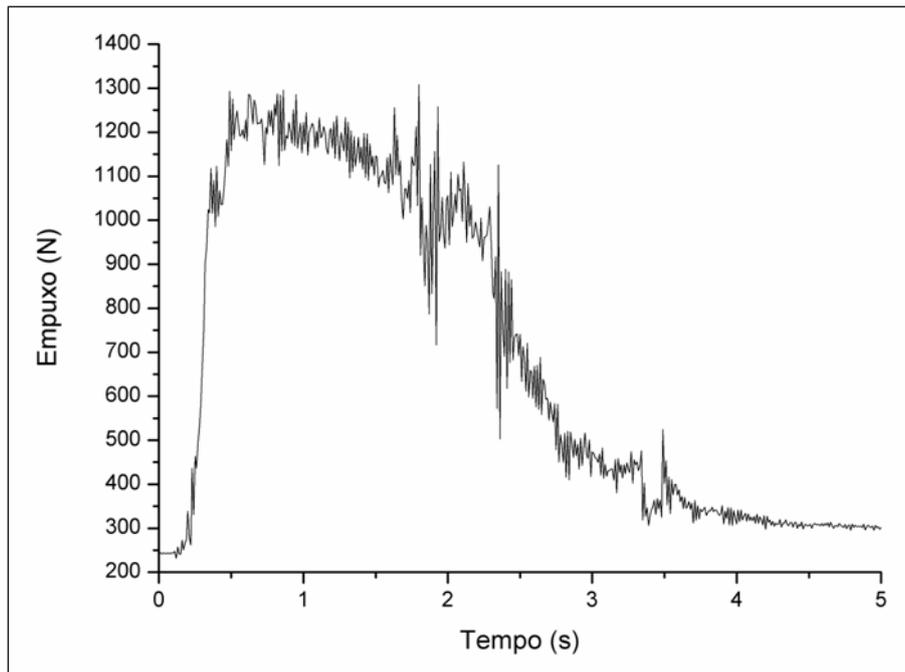


Figura 4.16 - Perfil do empuxo para os testes com alto fluxo de massa e oxidante.

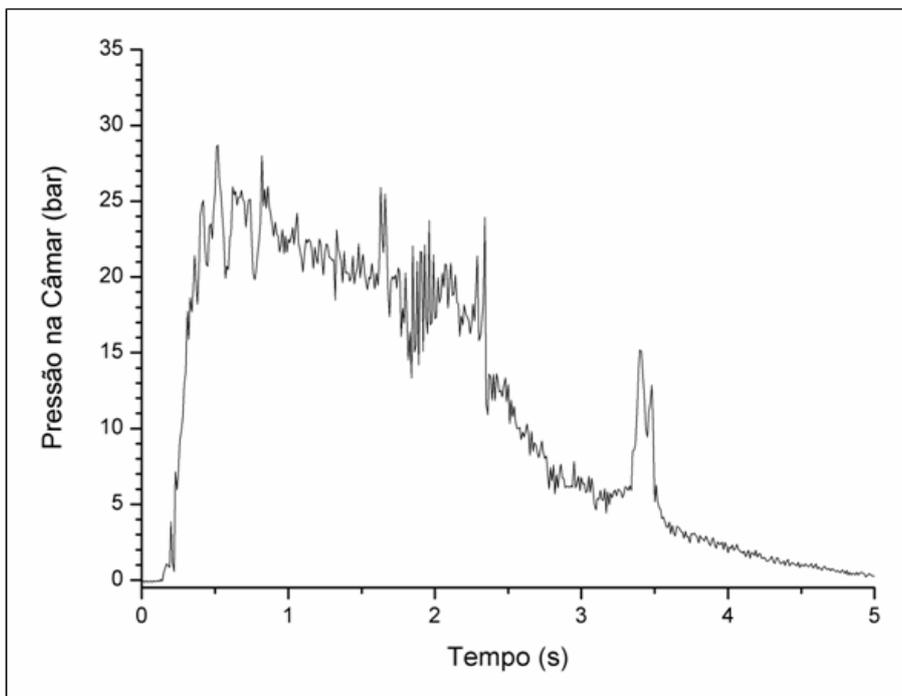


Figura 4.17 – Perfil da pressão na câmara para os testes com alto fluxo de massa de oxidante.

Os resultados para a taxa de regressão apresentados nessa seção devem ser analisados com cautela. Devido ao fato do fluxo de massa ser muito alto para a utilização do motor HP-2, o tempo de queima foi pequeno. Como a taxa de regressão apresenta, naturalmente, uma característica de atingir valores muito elevados nos primeiros instantes de funcionamento do motor, os dados aqui encontrados podem ser entendidos como a constatação desse fenômeno.

Karabeyoglu *et al.*(2004) realizaram testes com motores de escala superior ao do LEA e também estudaram a característica da parafina ultrapassar o limite aceito como ideal. Para um dos casos publicados, o fluxo de massa inicial de oxidante (G_{ig}) é $102,73 \text{ g/cm}^2\text{s}$ e o fluxo de massa médio de oxidante é igual a $33,77 \text{ g/cm}^2\text{s}$, o que os levou a observar uma taxa de regressão de $6,73 \text{ mm/s}$.

O tempo de queima operado pela Universidade de Stanford é da ordem de três vezes superior aos testes realizados no LEA. Ao se analisar os valores do fluxo de massa médio e da taxa de regressão, obtidos tanto nesse trabalho quanto no da equipe estadunidense conclui-se que, mesmo alto, o valor aqui determinado é possível.

A figura 4.16 traz o perfil da curva de empuxo para essa seqüência de dados e a figura 4.17 mostra a pressão na câmara. Devido ao maior fluxo de massa o empuxo aqui observado é da ordem de 4,5 vezes maiores que os dos testes no LCP, atingindo picos de aproximadamente 1300 N para o segundo teste.

5. CONCLUSÕES E RECOMENDAÇÕES.

Foguetes a propelentes híbridos (FPH) podem se tornar comercialmente viáveis a partir dos estudos mais recentes realizados por diversos centros de pesquisas, uma vez resolvidas as questões principais que impossibilitam a competitividade da tecnologia frente às outras mais tradicionais.

Devido ao caráter menos nocivo ao meio ambiente e maior segurança na operação, os motores híbridos podem ser os mais indicados para vôos tripulados sub-orbitais e podem, com facilidade, ser aplicados em veículos de sondagem e primeiros estágios de lançadores. Recentemente, começaram a ser analisados propulsores híbridos para mudança de órbita de pequenos satélites.

Neste trabalho, em virtude dos baixos custos associados com a pesquisa de motores híbridos, foi possível realizar uma grande quantidade de experimentos, no sentido de caracterizar o par propelente parafina-N₂O, em motores de cerca de 250 N, para várias configurações de injetores.

A taxa de regressão do par-propelente parafina-N₂O na fase inicial da queima pode superar em cinco vezes àquelas obtidas a partir de combustíveis mais tradicionais, como o HTPB e a taxa de regressão média superou de três a quatro vezes estes mesmos combustíveis.

O uso do sistema de injeção vortical atomizado (*pressure-swirl*) mostrou-se extremamente adequado para a aplicação em FPH devido à atomização eficiente das gotas do oxidante. Adicionalmente, o injetor vortical atomizado proporcionou boa estabilidade de queima nos ensaios efetuados se comparados ao injetor de furos passantes – injeção direta.

Na aplicação com o injetor *pressure-swirl* constatou-se que o uso de uma pré-câmara de mistura aumenta a instabilidade na câmara de combustão, essa característica foi indicada pelo alto grau de oscilação no sinal de pressão na câmara. Quando é aplicada a injeção

direta o uso da pós-câmara se torna essencial, uma vez que o injetor não consegue vaporizar adequadamente as gotas de oxidante, o que acarreta em problemas de estabilidade de queima na operação do motor.

Independente do uso ou da omissão da pré-câmara, os valores da taxa de regressão encontrados utilizando o injetor de furos passantes foram da ordem de 26% inferiores aos resultados obtidos com o sistema de injeção vortical-atomizado.

Observou-se, também, que para a escala de motor empregado, a variação do comprimento do grão influencia a taxa de regressão. Um aumento de aproximadamente 17% no comprimento do grão combustível acarretou numa redução de 22% no valor da taxa de regressão média.

Essa discrepância é extremamente considerável e indica a necessidade de um estudo futuro mais detalhado sobre essa característica, principalmente no que tange aos efeitos de escala. Em linhas gerais, o desvio nos valores medidos para a taxa de regressão com o grão longo esteve 20% abaixo do valor obtido com o grão de comprimento padrão.

Verificou-se que injetores vorticais atomizados permitem iniciar e manter a queima estável da parafina com valores altíssimos de fluxo de massa de oxidante ($> 100 \text{ g/cm}^2 \text{ s}$), o que representa aproximadamente o dobro do valor até então considerado como limite prático para se promover a ignição nos FPH.

Na seqüência de ensaios para avaliação do limite superior operou-se com um fluxo de massa inicial extremamente alto, $157,9 \text{ g/cm}^2 \text{ s}$, 2,8 vezes maior que o limite sugerido por Colburn (2005). Esses valores levaram a taxas de regressão máximas da ordem de $9,95 \text{ mm/s}$.

No presente trabalho foi possível obter os coeficientes a e n da equação da taxa de regressão dos motores híbridos com o par propelente parafina-N₂O. Para o caso do sistema de injeção vortical atomizado, sem pré-câmara, a lei da regressão é $\bar{r} = 0,72 \cdot G_{ox}^{0,67}$. Quando é adicionada a pré-câmara de combustão ao corpo do motor, a lei da taxa de regressão toma a forma $\bar{r} = 1,23 \cdot G_{ox}^{0,47}$.

Como sugestões para trabalhos futuros, listam-se:

1. Avaliar a estabilidade de queima com injeção direta, mas em ângulo, de forma a promover o efeito *swirl* em uma pré-câmara.
2. Avaliar os parâmetros da taxa de regressão (a e n) para motores com alto fluxo de oxidante, utilizando o óxido nitroso.
3. Avaliar a taxa de queima da parafina com o peróxido de hidrogênio como oxidante.
4. Desenvolver um sistema de ignição de motores híbridos por decomposição catalítica do óxido nitroso.
5. Avaliar os coeficientes de regressão obtidos em algumas missões para foguetes de transferência de órbita, de pequenos satélites, e para foguetes de sondagem.

6. 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.

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

Casalino, L., Pastrone, D., (2002) “Optimal Design Of Hybrid Rockets For Small Satellites”. In: 38TH AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Indianapolis, Indiana.

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., (2006) “Qualificação e Testes de Vôo do foguete SD 1”, trabalho de conclusão de curso, Universidade de Brasília.

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.

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., Zilliac, 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., Zilliac, 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., Risha G. A., Boyer, E., Wehrmen R. B., (2002)** “Performance Comparison Of HTPB-Based Solid Fuels Containing Nano-Sized Energetic Powder In A Cylindrical Hybrid Rocket Motor”, *38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Indianapolis, Indiana.
- 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.
- Lynx Tecnologia Eletrônica Ltda, AqDados 7 (2001)** – Manual do Usuário, código do documento S144U01, revisão 2.
- 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.
- 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.
- Turner, M. J. L., (2003)** “Rocket And Spacecraft Propulsion”, Springer, 2^o edição.
- Zakirov, V., Sweeting, M., (2001)** “Nitrous Oxide As A Rocket Propellant”, *Acta Astronautica*, v. 48, No. 5-12, pp 353-362.
- Wernimont, E. J., Heister S.D., (1999)** “Reconstruction Technique For Reducing Hybrid – Rocket Combustion Teste Data”, *Journal of Propulsion and Power*, vol. 15, No 1, pag. 128-136.

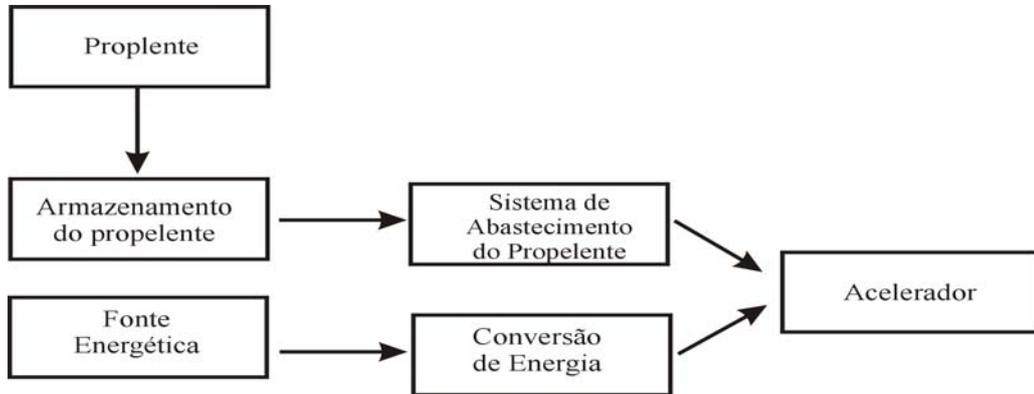
APÊNDICES

A. ELEMENTOS BÁSICOS DE UM FOGUETE.

Foguete é um engenho que armazena sua própria massa de propelente e expõe essa massa produzindo força. Humble *et al.* (1995) mostra os seis elementos básicos do sistema denominado foguete:

- Propelente: o propelente pode tomar a forma de um gás, líquido ou sólido. Sendo responsável por prover a fonte de energia para a transferência de momento gerando o empuxo. Em inúmeros sistemas o propelente é também a fonte de energia.
- Sistema de armazenamento do propelente: o sistema armazena o propelente como um gás, líquido ou sólido antes dele ser usado para produzir empuxo. É o responsável por manter o propelente em condições adequadas para ser usado apenas quando necessário. Gases e líquidos são normalmente mantidos em tanques externos a pressão e temperaturas particulares para uso posterior, e no caso dos combustíveis criogênicos os tanques só são supridos momentos antes do lançamento. Para foguetes sólidos, o armazenamento do propelente é realizado na própria câmara de combustão.
- Sistema de abastecimento (ou alimentação) do propelente: este sistema é usado apenas em líquidos e gases, pois necessitamos de alguma maneira de transferir o propelente dos tanques de armazenamento para a câmara de combustão. Em um sistema sólido típico, o abastecimento é parte do processo de combustão, o que encobre o bloco de conversão de energia, mostrado na figura A.1.
- Fonte de energia: têm-se como fontes mais comuns de energia; a reação química (para os propelentes), pressão do gás (*e.g.*, gás-frio), elétrica e nuclear.
- Conversão de energia: a fonte de energia determina como ocorre a conversão de energia em empuxo. Sistemas químicos contam com uma reação química para converter energia sob a forma de calor e pressão. Energia da pressão é convertida em empuxo pela expansão e aceleração dos gases, descartando o bloco de “aceleração” na figura A.1. Energia nuclear é convertida em energia térmica com uma subsequente transferência de calor a um propelente.
- Acelerador: aceleradores guiam as partículas de massa do propelente a uma desejada velocidade e direção para produzir empuxo. São basicamente de caráter

termodinâmico ou eletromagnético. Aceleradores termodinâmicos expandem um gás para tirar vantagem de sua energia térmica e energia da pressão.



A1. Diagrama de blocos dos elementos constituintes de um foguete, Humble (1995).

B. PRINCIPAIS LANÇAMENTOS OCORRIDOS ENTRE MAIO E OUTUBRO DE 2007.

Data	Sítio de Lançamento	Lançador	Payload	Proprietário	Objetivo
26/10/2007	Baikonur Kosmodrome (Kazakhstan)	Próton- M	GLONASS A GLONASS B GLONASS C	CIS	GLONASS – Satélite de comunicação.
24/10/2007	Xichang Launch Facility (PRC)	Long March 3 A	CHANGÉ-1	PRC	Sonda espacial chinesa cujo objetivo é estudar a Lua a partir da órbita lunar.
23/10/2007	Plesetsk Missile and Space Complex (Rússia)	Molniya - M	COSMOS 2430	CIS	Satélite militar Russo.
20/10/2007	Baikonur Kosmodrome (Kazakhstan)	Soyuz - FG	GLOBALSTAR A GLOBALSTAR B GLOBALSTAR C GLOBALSTAR D	GLOB	Satélite de comunicação de voz e dados para atividades fixas e móveis em mais de 120 países.
23/10/2007	Air Force Eastern Test Range (USA)	Space Shuttle (Discovery)	Módulo da ISS	USA	Transporte de sete astronautas e um módulo da ISS.
17/10/2007	Air Force Eastern Test Range (USA)	Delta II	NAVSTAR 60 (USA 195)	USA	Satélite GPS.
11/10/2007	Air Force Eastern Test Range (USA)	Atlas V	WIDEBAND GLOBAL SATCOM (WGS)	USA	Satélite de comunicação militar.
10/10/2007	Baikonur Kosmodrome (Kazakhstan)	Soyuz - FG		CIS	Transporte de pessoal para a ISS.
05/10/2007	Europe's Spaceport (French Guiana)	Ariane 5	OPTUS D2 INTELSAT 11	AUS ITSO	INTELSAT 11 radiodifusão de TV (<i>direct-to-home</i>) e serviço de transmissão de rede. OPTUS D2 satélite de comunicação e televisão australiano.
02/09/2007	Air Force Eastern Test Range (USA)	Delta II	DAWN	USA	Espaçonave Dawn irá estudar um par de asteróides.
19/09/2007	Taiyuan Space Center (PRC)	Long March 4 B	CBERS 2B	CHBZ	Satélite Sino-brasileiro. Satélite de imagem fotográfica do globo.
18/09/2007	Air Force Eastern Test Range (USA)	Delta II	WORLDVIEW - 1	USA	Satélite de imagem fotográfica do globo.
13/09/2007	Tanegashima Spcace Center (Japan)	H – II A	KAGUYA (SELENE)	JPN	14 experimentos científicos e 2 micro-satélites para realizar mapas da superfície da lua e estudos do campo gravitacional lunar.
14/09/2007	Baikonur Kosmodrome (Kazakhstan)	Soyuz - U	FOTON – M3	CIS	Recuperação da cápsula FOTON com experimentos científicos e de engenharia de vários países.
11/09/2007	Plesetsk Missile and Space Complex (Rússia)	Kosmos – 3 M	COSMOS 2429	CIS	Satélite militar russo.

02/09/2007	Satish Dhawan Space Center (India)	GSLV	INSAT- 4 CK	IND	Satélite de comunicação, imagem e televisão.
14/08/2007	Europe's Spaceport (French Guiana)	Ariane 5	SPACEWAY 3 BSAT – 3A	USA JPN	Internet e radiodifusão (JPN); Internet, multimídia e serviço de negócios para usuários privado e governamental (USA);
07/07/2007	Baikonur Kosmodrome (Kazakhstan)	Próton – M	DIRECTV 10	USA	Satélite de comunicação.
05/07/2007	Xichang Launch Facility (PRC)	Long March 3 B	CHINASAT 6B	PRC	<i>Transponders</i> que cobrirão a China e parte da Ásia.
02/07/2007	Plesetsk Missile and Space Complex (Rússia)	Kosmos – 3 M	SAR-LUPE 2	GER	Satélite de radar alemão.
29/06/2007	Baikonur Kosmodrome (Kazakhstan)	Zenit - M	COSMOS 2428	CIS	Satélite de defesa (militar).
28/06/2007	Dombarovskiy Launch Site (Russia)	Dnepr 1 (SS-18)	GENESIS 2	USA	Modulo especial inflável-estação orbital privada.
15/06/2007	Air Force Eastern Test Range (USA)	Atlas V	USA 194	USA	Satélite espião americano.
15/06/2007	Baikonur Kosmodrome (Kazakhstan)	Dnepr 1 (SS-18)	TERRASAR – X	GER	Radar de visão noturna.
12/05/2007	Baikonur Kosmodrome (Kazakhstan)	SL – 4	PROGRESS – M60	CIS	Mais de 2,5 T de equipamentos, combustível, vestimentas e suprimentos para a ISS.
04/05/2007	Europe's Spaceport (French Guiana)	Ariane 5	ASTRA 1L GALAXY 17	LUXE ITSO	ASTRA 1L – satélite de transmissão <i>direct-to-home</i> sobre a Europa continental. GALAXY 17- satélite para televisão e telefonia servindo América do Norte

C. HISTÓRICO DO DESENVOLVIMENTO DOS MOTORES DE FOGUETES A PROPELENTES HÍBRIDOS.

Os primeiros trabalhos com propulsão híbrida datam do final dos anos 30 na I. G. Farben, na Alemanha, e na *California Rocket Society*, nos Estados Unidos da América. Leonid Andrussow, um ex-oficial da cavalaria russa da primeira guerra mundial trabalhou para I. G. Farben, concebendo um foguete com propelente fluido-sólido. Em 1937, com O. Lutz e W. Noeggerath, ele testou um foguete híbrido de 10 kN utilizando carvão (*coal*) e óxido nitroso gasoso. Durante o mesmo período, Oberth realizou alguns trabalhos na Alemanha com uma combinação de propelente mais energética: oxigênio líquido (LOx)-grafite. Nenhum desses dois últimos esforços obteve sucesso, pois o carbono tem um alto calor de sublimação resultando em uma taxa de queima desprezível. Segundo Humble *et al.* (1995) foi este o motivo que levou o programa ICBM nos Estados Unidos a selecionar o grafite para as ogivas de reentrada.

No começo dos anos 40, a *California Pacific Rocket Society* conduziu esforços que obtiveram maiores sucessos, empregando LOx com números combustíveis como madeira, cera e finalmente borracha. A combinação LOx-borracha foi a que obteve os melhores resultados; um foguete usando esse propelente voou em junho de 1951 a uma altitude de aproximadamente 9 km . Embora a *Society* não tenha publicado nenhuma análise balística, obteve-se um conceito apurado dos fundamentos da queima de combustíveis híbridos como se evidencia pela seguinte afirmação: “A pressão na câmara do motor de um foguete sólido-líquido é proporcional ao fluxo de oxidante e não expõe a área da superfície interna à chama. Desta forma, não há risco de explosões devido a rachaduras e fissuras na carga como nos foguetes sólidos”.

Na metade dos anos 50 dois significantes avanços neste tipo de tecnologia foram obtidos. Um por G. Moore e K. Berman, da *General Electric*, envolvendo o uso de 90% peróxido de hidrogênio e polietileno. Esse esforço foi bem sucedido, pois a combustão foi bem homogênea e com alta eficiência. Esses autores obtiveram conclusões muito significantes:

- A uniformidade longitudinal da queima foi extraordinária.

- Rachaduras no grão combustível não tiveram efeitos na combustão.
- Dificuldades de ignição nunca foram observadas. Essas dificuldades referem-se à tendência em motores líquidos bipropelentes terem picos de pressão muito altos durante a ignição.
- A combustão é estável, pois a superfície do combustível atua como o seu próprio ancoradouro de chama.
- O controle é fácil, usando uma válvula simples.
- Uma alta razão oxidante-combustível ($O/F = 7$) foi desejável para simplificar a combustão.

Moore e Berman observaram, entretanto, que a taxa de queima foi baixa e praticamente invariável. Eles consideraram que a inerente instabilidade térmica do peróxido poderia ser um problema prático. O segundo esforço significativo foi de William Avery no *Applied Physics Laboratory (US Patent [1964])*. Ele investigou um foguete híbrido reverso composto de um combustível líquido (JP) e um oxidante sólido (nitrato de amônia) selecionados devido ao seu baixo custo. Tecnicamente o programa não obteve sucesso devida a combustão imperfeita e baixa performance. O interessante é que a razão oxidante-combustível desta combinação – 0,035 – é da ordem de 200 vezes menores que o usado por Moore e Berman.

Durante os anos 60, organizações em dois países da Europa se engajaram no estudo dos foguetes híbridos, principalmente para vôos testes de foguetes de sondagens. Essas organizações eram ONERA (com SNECMA e SEP) na França e *Volvo-Flygmotor* na Suécia. O desenvolvimento da ONERA usou um propelente hipergólico baseado no ácido nítrico e combustível amina. O primeiro vôo deste veículo ocorreu em abril de 1964, seguidos de três vôos em junho 1965 e quatro vôos em 1967. Todos esses vôos foram bem sucedidos alcançando altitudes de 100 *km*. O foguete da *Volvo-Flygmotor* foi baseado na combinação hipergólica de ácido nítrico e Tagaform (polibutadieno – PB-, mais uma amina aromática). Ele fez um vôo bem sucedido em 1969 transportando uma carga da *payload* de 20 *kg* a uma altitude de 80 *km*.

United Technologies Center (Chemical Systems Division – Divisão de Sistemas químicos) e *Beech Aircraft* desenvolveram uma alta-altitude no final dos anos 60. Chamado de

Sandpiper, ele usou MON-25 (25% NO, 75% N₂O₄) e polimetilmetacrilato (PMM)-Mg como combustível. Os primeiros dos seis vôos ocorreram em janeiro de 1968, com duração de mais de 300 segundos e 160 km. O HAST, uma segunda versão, com uma maior carga útil foi baseado na combinação de propelente IRFNA-PB/PMM. Uma última versão desse veículo, o *Firebolt*, foi desenvolvido pela *Chemical Systems Division (CSD)* e *Teledyne Aircraft*, usando a mesma configuração de propulsão do HAST. Esse programa de sucesso terminou no meio dos anos 80.

Em meados de 1960, o CSD investigou um propelente híbrido de alta energia baseado em um combustível que continha lítio e FLOx ($F_2 + O_2$) como oxidante. Este experimento conduzido com um sistema de propelente hipergólico demonstrou um impulso específico no vácuo de 380 segundo a 93% de eficiência da combustão, assumindo equilíbrio no escoamento (LaForce e Wolff [1970]).

O maior foguete híbrido até então construído para um *booster* espacial foi feito pela AMROC no fim dos anos 80 e começo dos anos 90. Seu motor H - 500 desenvolveu 312.000 N de empuxo em 70 segundos usando LOx/HTPB (*Hydroxyl Terminated Polybutadiene*) como propelente. A última versão desse potente motor, H - 250F, usando o mesmo propelente, foi testado em um nível de empuxo maior que 1.000.000 N.

Em janeiro de 1994, a *U.S. Air Force Academy* voou um foguete híbrido de sondagem de 6.4-m de comprimento. Esse veículo usou HTPB/LOx como propelente. O pico de empuxo foi de aproximadamente 4.400 N com uma duração de empuxo de 17 segundos. O veículo atingiu uma altitude de 5 km.

Apesar de inúmeros testes bem sucedidos os foguetes híbridos ficaram a margem das principais aplicações aeroespaciais dos anos 80 e 90 e ressurgem atualmente como uma forma de baratear custos e aumentar a segurança de lançamentos. O último grande sucesso da propulsão híbrida é recente. Em 21 de junho de 2004 a nave *SpaceShipOne* realizou o primeiro vôo sub-orbital privado, sem fomento governamental, e no dia 4 de outubro do mesmo ano foi vencedora do *X-Prize* (US\$ 10 milhões), por alcançar uma altura de 100 km duas vezes em um período de duas semana com um peso equivalente a uma tripulação de 3 pessoas.

D. PROPRIEDADES DE ALGUNS PROPELENTES TÍPICOS.

Propriedade de Alguns Propelentes - Humble *et al.* (1995), modificada - ρ : densidade volumétrica, T_s : ponto de solidificação, T_E : ponto de vaporização; P_{vap} : pressão de vapor; Al: liga de alumínio, SS: aço inoxidável, Ni: liga de níquel, Cu: cobre (todas as possíveis ligas não necessariamente funcionam).

Propelente		T_s (K)	T_E (K)	P_{vap} (Pa)	ρ $\left(\frac{kg}{m^3}\right)$	Estabilidade	Manipulação	Armazenamento	Compatibilidade
Denominação	Fórmula Química								
Oxigênio	O ₂	54	90	5,07 MPa / 154 K	1142	estável	estável	criogênico	Al, SS, Ni, Cu, Teflon, Kel-F
Peróxido de Hidrogênio	H ₂ O ₂	267,4	419	345/298 K	1414	Instável a $T > 414K$	Inflamável, possibilidade de queimaduras	decomponhe 1% ao ano	Al, SS, Ni, Kel-F
Tetróxido de Nitrogênio	N ₂ O ₂	261	294	0,765 Mpa/344 K	1440	Depende das condições de temperatura	Queimaduras são tóxica	Estocável, peincipalmente ao seco	Al, SS, Ni, Teflon
Hidrogênio	H ₂	13,8	20,3	1,294 MPa / 32,8 K	71	inflamável	inflamável	criogênico	Al, SS, Ni, Kel-F
Hidrazina	N ₂ H ₄	274	386	19,3 kPa / 344 K	1010	tóxico e inflamável	tóxico e inflamável	estocável	Al, SS, Teflon, Kel-F, polietileno
MMH	N ₂ H ₃ (CH ₃)	220	359	60,657 KPa / 344 K	878	Tóxico	tóxico	estocável	Al, SS, Teflon, Kel-F, polietileno
UDMH	N ₂ H ₂ (CH ₃) ₂	215	336	1,213 Mpa / 344 K	789	tóxico	tóxico	estocável	Al, SS, Teflon, Kel-F
Polibitadieno	C ₂ H ₄	N/A	N/A	N/A	900 - 1000	excelente - sólido	excelente - sólido	excelente - sólido	Todos
Parafina	C ₂₀ H ₄₂	328	N/A	N/A	930	excelente - sólido	excelente - sólido	excelente - sólido	Todos

E. ÓXIDO NITROSO.

E1. COMPOSIÇÃO E INFORMAÇÕES SOBRE OS INGRADIENTES.

Natureza Química: Este produto químico é uma substância pura.

Sinônimos: Monóxido de nitrogênio

Classificação e rotulagem de perigo:

<u>Ingrédients ativos</u>	<u>N° CAS</u>	<u>Fórmula Molecular</u>	<u>Classificação Toxicológica</u>
Oxido Nitroso	10024-97-2	N ₂ O	Gás asfixiante simples

*fonte: AGA S/A.

Risco		Grau
Saúde		4 Extremo
Inflamabilidade		3 Grave
Reatividade		2 Moderado
Perigo Especial		1 Leve
OXY Agente Oxidante		0 Mínimo
ACID Ácido		
ALK Alcalis		
COR Corrosivo		
W Reação com água		
R Radioativo		

*fonte: AGA S/A.

E2. IDENTIFICAÇÃO DE PERIGOS.

Perigos mais importantes: O produto pode ser tóxico ao homem e ao meio ambiente se não utilizado conforme as recomendações.

Efeitos do Produto: Efeitos adversos à saúde humana: Exposições rotineiras a níveis toleráveis não apresentam efeito nocivo. O principal risco é a capacidade de deslocar o oxigênio do ar, principalmente em locais confinados.

Efeitos Ambientais: Por tratar-se de um produto sob a forma gás, o produto não oferece riscos a seres vivos tanto aquáticos, quanto terrestres.

Perigos específicos: O óxido nitroso é oxidante a altas temperaturas.

Principais Sintomas: O oxigênio é um gás naturalmente presente no ar atmosférico na concentração de 20,95%. Quando sua concentração cai abaixo de 16%, começam a aparecer sintomas de anóxia conforme descritos a seguir. À concentração de 16%, a frequência respiratória e o pulso aceleram e há distúrbio da coordenação muscular direta. A 14% de oxigênio, o indivíduo ainda está consciente, porém apresenta distúrbio da respiração, fadiga normal e tontura. Em uma concentração de 10%, há o aparecimento de náuseas, perda de consciência, incapacidade de gritar ou movimentar-se. Já numa concentração de 6% há convulsão, parada respiratória e, minutos depois, parada cardíaca e morte.

E3. MEDIDAS DE PRIMEIROS SOCORROS

Medidas de Primeiros Socorros: Levar o acidentado para um local arejado. Interromper imediatamente a fonte de emissão do gás. Se o acidentado estiver inconsciente e não respirar mais, praticar respiração artificial ou oxigenação. Encaminhar ao serviço médico mais próximo levando esta ficha.

Inalação: Remover a pessoa para local arejado. Se não estiver respirando, faça respiração artificial, utilizando aparelho de reanimação manual (ambu), ou respiração boca a boca. Se respirar com dificuldade, consultar um médico imediatamente.

Contato com os olhos: Lavá-los imediatamente com água em abundância, remover as lentes de contato, quando for o caso, e consultar um médico.

Proteção para os prestadores de primeiros socorros: Assistência médica imediata é fundamental em todos os casos de grave exposição. A equipe de socorro para resgate em ambientes confinados deve estar equipada com equipamentos de respiração autônoma e consciente dos riscos de fogo e explosão.

E4. MEDIDAS DE PREVENÇÃO E COMBATE A INCÊNDIO

Meios de extinção apropriados: CO₂, pó químico e água em último caso.

Procedimentos Especiais: Máscara autônoma deve ser utilizada para evitar a exposição a gases e fumos provenientes da combustão do produto. Se possível, fechar o fornecimento do gás. Retirar todo o pessoal da área. Não se aproximar, uma vez que cilindros aquecidos podem romper violentamente. Chamar os bombeiros. Mantendo-se à distância e bem protegido, resfriar por 24 horas.

Perigos específicos: Em caso de incêndio, resfriar os cilindros intensamente com água na forma de neblina até 30 minutos após a extinção. Não se aproximar do cilindro no caso de incidência direta de chama, pois o mesmo se encontra sob risco de explosão.

E5. MEDIDAS DE CONTROLE PARA DERRAMAMENTO OU VAZAMENTO

Precauções pessoais: Utilizar macacão impermeável, óculos protetores, botas de borracha e luvas de nitrila ou PVC. A proteção respiratória deverá ser realizada dependendo das concentrações presentes no ambiente ou da extensão do derramamento/vazamento, para tanto, deverá se optar por máscaras semi-faciais ou faciais inteiras com filtro substituível ou ainda, respiradores de adução de ar (ex.: máscaras autônomas).

Remoção de fontes de ignição: Interromper a energia elétrica e desligar fontes geradoras de faíscas. Retirar do local todo material que possa causar princípio de incêndio (ex.: óleo diesel).

E6. MANUSEIO E ARMAZENAMENTO

E6.1 Manuseio:

Medidas técnicas: Utilizar o produto somente em áreas bem ventiladas. Não permitir que a temperatura ambiente ultrapasse 52°C. Quando o capacete de proteção da válvula for fixo, não tentar retirá-lo ao conectar o cilindro ao equipamento de operação. Não arrastar ou rolar os cilindros pelo chão, utilizar sempre um carrinho apropriado. Não submeter os cilindros a pancadas mecânicas ou equipamentos energizados.

Precauções para manuseio seguro: Utilizar sempre o regulador de pressão na utilização do gás. A pressão de trabalho do cilindro é de 5,07 kPa (51,7 kgf/cm²). Usar válvula de controle na linha de saída para impedir o retorno do gás para o cilindro.

Orientações para manuseio seguro: Os tanques devem ser operados de acordo com as instruções do fabricante ou fornecedor do gás. Não tentar reparar ou modificar a operação dos tanques. Se houver algum problema operacional entre imediatamente em contato com a Filial mais próxima. Os tanques móveis (VGL) devem sempre ser mantidos na posição vertical; carrinhos de mão especiais devem ser utilizados para o seu transporte. Não submeter os tanques a pancadas mecânicas ou equipamentos energizados.

E6.2 Armazenamento:

Medidas técnicas apropriadas: Proteger os cilindros contra danos físicos. Armazenar em local seco e bem ventilado, distante dos locais de passagem. Não permitir que a temperatura ambiente ultrapasse 52°C. Os cilindros devem ser estocados em pé, protegidos contra quedas. Armazenar os cilindros cheios separadamente dos vazios e distantes 6 m dos gases inflamáveis.

Condições de armazenamento:

Adequadas: Proteger os cilindros contra danos ao cilindro. Instalar o tanque em área bem ventilado, distante do local de passagem. Não permitir fontes de calor próximas ao tanque. Evitar que o produto fique armazenado muito tempo sem consumo.

A evitar: Fontes de calor.

Produtos e materiais incompatíveis: O óxido nitroso atua como oxidante para a maioria dos produtos inflamáveis. Sendo que alguns destes (geralmente os alenos) possuem um limite inferior de inflamabilidade menor no óxido nitroso do que no oxigênio puro. Agentes redutores poderosos reagirão violentamente com óxido nitroso à temperatura ambiente.

E7. PROPRIEDADES FÍSICO-QUÍMICAS

Temperatura 0 °C	Pressão (bar)	Massa Específica (kg/m ³)
0,0	31,71	913,1
4,4	35,85	876,2
10	40,67	837,8
15,5	46,53	788,1
21,1	52,40	744,9
26,6	59,63	640,7
36,1	73,70	434,5

* (www.intertlan.com/cohetes/hybrids/index.html)

Estado Físico	Líquido ou gasoso
Cor	Incolor
Odor	Adocicado
PH	Não Aplicável
Peso Molecular	44,013
Ponto de Fulgor	Não Aplicável
Ponto de Fusão	-90,81 °C
Ponto de Ebulição	-88,5 °C
Temperatura Crítica	36,4 °C
Densidade Relativa, gás	1,997 (ar = 1)
Densidade relativa, líquido	1,266 (água= 1)
Pressão de Vapor a 20 °C	50,8 bar
Solubilidade em água	2,2 mg/l
Temperatura de auto-ignição	Não Aplicável
Gama de inflamabilidade	Oxidante
Calor Latente de Vaporização	89,9 Kcal/Kg
Calor Latente de Fusão	35,5 Kcal/Kg
Calor Específico - pressão constante (25 °C, 1 atm)	1,2098 Kcal/kg·K
Calor Específico – volume constante (25 °C, 1 atm)	0,1610 Kcal/kg·K
Cp/Cv	1,303
Condutividade Térmica, gás a 0 °C	3,4 x 10 ⁻⁴
Viscosidade, gás a 0 °C, 1 atm	0,01362 centipoise
Viscosidade, gás a 25 °C, 1 atm	0,01496 centipoise

* (Air Liquide Brasil LTDA)

E8. ESTABILIDADE E REATIVIDADE

Instabilidade: Produto estável à temperatura ambiente e ao ar, sob condições normais de uso e armazenagem.

Reações perigosas: O óxido nitroso atua como oxidante para a maioria dos produtos inflamáveis. Agentes redutores poderosos reagirão violentamente com óxido nitroso à temperatura ambiente.

Produtos perigosos de decomposição: A decomposição do monóxido de carbono levará a formação de compostos à base de nitrogênio e oxigênio.

E9. CÁLCULO DA VAZÃO MÁSSICA DE OXIDANTE.

A variação de peso do óxido nítrico contida em um tanque de controle sob pressão de saturação é 10,25 kg. Para a estimativa da vazão mássica é necessário determinar a quantidade de oxidante descarregada durante o decaimento do empuxo. O tempo de decaimento do empuxo é o intervalo entre o momento de fechamento das válvulas e o completo desligamento do motor.

A estimativa do volume de oxidante na linha, para consumo no momento de terminação de empuxo é dado pelo volume de um cilindro das dimensões da linha. Esse valor foi estimado como sendo 5,969 g. Esse valor é a massa de óxido nítrico contida no descarregamento, para cada teste, ou seja é a massa de oxidante consumida desde o momento que a válvula é fechada até o instante em que o motor desliga.

Através de medidas utilizando dados dos vídeos e da curva de pressão na câmara é determinado o tempo de desligamento, decaimento do empuxo, para todos os testes compreendidos para essa medida, sendo 34,56 segundos. A esse valor devem ser computadas a purga das linhas após uma seqüência de ensaio, o valor corrigido é 40,36 segundos.

Em cada teste no momento do desligamento são consumidos 5,969 g, integrando em todo evento temporal o total da massa consumida durante o evento de decaimento do empuxo para todos os testes é 65,659 g.

A massa total de oxidante consumida durante a determinada seqüência de testes é 10,25 kg, dos quais 65,659 g são utilizados durante o tempo de desligamento. Logo, a quantidade de óxido nítrico utilizada durante os tiros é, aproximadamente, 10,18 kg, ou seja, pode-se notar que a quantidade de oxidante consumida durante o evento de decaimento do empuxo é desprezível em comparação à massa total utilizada.

Através dos dados de tempo e das análises dos vídeos e da curva de pressão foi possível determinar o tempo de ensaio para toda a seqüência de testes, assim foram consumidos

10,18 kg de óxido nítrico em 44,96 s, o que resulta em uma vazão mássica de 0,22642 kg/s ou 226,42 g/s.

Utilizado a equação $Cd = \dot{m}_{ox} / A_0 \sqrt{2\rho_f \Delta P}$ é determinado o coeficiente de descarga do injetor *pressure-swirl* para o óxido nítrico como sendo 0,31 e, através das equações dadas na fundamentação teórica, também é o semi-ângulo do spray, 44,39°.

F. ANÁLISE DE ERRO NA MEDIDA DA TAXA DE REGRESSÃO

Segundo Karabeyoglu *et al.* (2004) pode-se conduzir uma investigação para determinar o grau de incerteza na taxa de regressão segundo os passos que se seguem:

$$R \cong 0,25 \left(\tau_{fs} / t_b \right) \left(1 + d_i / d_f \right)^2 \left(1 - d_i / d_f \right)$$

$$T = \frac{nt_f}{\tau_{fs}}$$

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 d_f , R e T.

$$E_{dvc} = \left[E_{df}^2 + (f_R E_R)^2 + (f_T E_T)^2 \right]^{\frac{1}{2}}$$

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

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 .

$$E_{df} = 0,5 \left(1 + d_i / d_f \right) \left[E_{\Delta M}^2 + E_\rho^2 + E_L^2 \right]^{\frac{1}{2}}$$

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 .

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

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 seqüência de testes dessa dissertação o erro médio na medida da taxa de regressão foi estimado em $\pm 0,104 \text{ mm/s}$.