

AValiação DA TAXA DE REGRESSÃO DO PAR PROPELENTE POLIETILENO E TETRÓXIDO DE NITROGÊNIO EM UM PROPULSOR HÍBRIDO

Arnoni, Leonardo Vinicius - Costa, Fernando de Souza
leoarnoni@gmail.com, fernando@lcp.inpe.br
Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE
Laboratório Associado de Combustão e Propulsão
Rodovia Presidente Dutra Km 40, SP, CEP-12 230 000, tel- 55 (11)3186-9500
Cachoeira Paulista – Brasil.

RESUMO

O interesse na propulsão híbrida têm crescido nos últimos anos devido às suas características de segurança, simplicidade construtiva e baixo custo. Este trabalho apresenta uma análise teórica e experimental da performance de um propulsor que utiliza polietileno e tetróxido de nitrogênio como par propelente, e a avaliação da taxa de regressão do polietileno queimando com tetróxido. Fazem parte também deste artigo os aspectos relativos a construção de um propulsor de 100N, tal como o aparato experimental utilizado nas avaliações apresentadas e os resultados experimentais.

NOMENCLATURA

a = coeficiente de regressão
 A_g = área da garganta
 A_s = área de saída
 c_f = coeficiente de empuxo
 d_b = distância de queima
 D_g = diâmetro da garganta
 F = empuxo
 F/O = razão combustível oxidante
 G = fluxo total de massa
 g_o = constante de aceleração gravitacional
 G_{ox} = fluxo de oxidante
 I_s = impulso específico
 I_t = impulso total
 L_g = comprimento do grão
 m = expoente de regressão
 \dot{m} = vazão em massa total
 \dot{m}_c = vazão em massa de combustível
 \dot{m}_o = vazão em massa de oxidante
 m_p = massa de propelente
 n = expoente de regressão
 N_p = número de portas
 O/F = razão oxidante combustível
 P_c = pressão na câmara
 \dot{r} = taxa de regressão

R_f = raio externo do grão
 R_i = raio interno do grão
 t_b = tempo de queima
 x = posição

Letras gregas

ε = razão de expansão da tubeira
 π = pi
 Φ = razão de razões estequiométricas

1.- INTRODUÇÃO

Propulsores híbridos apresentam um dos componentes do par propelente na fase sólida e outro na fase líquida, o que leva a características de segurança, simplicidade construtiva e baixo custo. Por causa destes aspectos sistemas de propulsão híbridos têm recebido atenção significativa nos últimos anos.

Os propulsores híbridos podem ser utilizados em propulsão primária de veículos lançadores, estágios superiores de foguetes e sistemas de manobra de satélites, embora muitos dos primeiros desenvolvimentos de motores foguete híbridos fossem voltados ao

desenvolvimento de mísseis alvo e mísseis táticos [8].

Motores híbridos podem apresentar impulsos específicos de até 380s em vácuo para propelentes de alta energia (oxidantes: misturas de flúor e oxigênio líquido, compostos de cloro e flúor, ClF₃ e ClF₅; combustíveis: metais leves como berílio, lítio e alumínio com um ligante polimérico). No caso de propelentes convencionais (tetróxido de nitrogênio, óxido nítrico e hidrocarbonetos) os impulsos específicos podem variar de 230 a 280 s [8].

Na configuração mais simples de um propulsor híbrido (Figura 1) o oxidante é injetado dentro de um grão combustível cilíndrico com um furo central que pode possuir diferentes geometrias. Esta geometria está ligada à velocidade de queima do grão e às áreas de queima envolvidas durante o processo de combustão. Na maioria dos motores híbridos o grão propelente apresenta relação entre comprimento e diâmetro que varia entre 5 e 50 [9].

A velocidade de queima de um propelente corresponde à sua taxa de regressão. Este parâmetro é de fundamental importância no dimensionamento do grão propelente e da câmara de combustão, e a sua influência estende-se também ao desempenho do sistema propulsivo [9].

Os motores a propelentes híbridos apresentam características intermediárias aos motores a propelentes sólidos e a propelentes líquidos, porém com algumas vantagens interessantes.

A maior parte dos combustíveis utilizados em propulsores híbridos são compostos basicamente por polímeros ou parafinas, o que torna os processos de fabricação, manuseio e estocagem muito mais seguros quando comparados com os propulsores sólidos, pois sem a presença do oxidante e de alguma fonte de energia de ativação estes materiais não entram em combustão, eliminando assim riscos de explosão. Outro ponto a favor destes materiais em relação à sua segurança reside no fato de que em sua grande maioria são mais resistentes à impactos e vibrações que podem ocorrer durante seu

transporte e armazenamento, o que pode facilmente causar trincas em propelentes de propulsores sólidos, e com isso, causaria a explosão destes propulsores durante a operação.

Outros fatores que devem ser levados em consideração com determinado nível de rigidez durante o armazenamento de propulsores sólidos são a temperatura, umidade relativa do ar, posição, e tempo de armazenamento. Dependendo da combinação destas condições os propulsores sólidos podem sofrer deformações de sua geometria, alterar sua composição química ou até mesmo sofrer ignição espontânea. No caso da maioria dos polímeros que podem vir a ser utilizados como propelentes de motores híbridos estes fatores apresentam pouco risco e necessitam de menor rigidez em seu controle.

Devido ao uso de um dos componentes combustível/oxidante na forma sólida a montagem do sistema é mais simples e menos dispendiosa do que nos propulsores líquidos, dispensando o uso de turbobombas, linhas de alimentação e tanques de pressurização e armazenamento.

Através do controle de vazão do oxidante (propulsores híbridos convencionais) é possível obter a variação do empuxo do sistema propulsivo, bem como seu desligamento e religamento. Estas características proporcionam maior desempenho, segurança e versatilidade aos sistemas propulsivos. No caso de propulsores sólidos a combustão é interrompida somente quando o propelente é totalmente consumido e o ajuste do seu empuxo só é possível através da utilização de grãos propelentes com geometria variável, o que não é uma tarefa muito viável devido às dificuldades de projeto e redução da integridade mecânica do grão. Propulsores líquidos também oferecem a possibilidade do controle de vazão, porém de forma muito mais dispendiosa.

A separação do combustível e do oxidante em diferentes estados físicos é responsável pela variação da razão de mistura combustível/oxidante durante a queima do par propelente, neste caso propulsores sólidos levam vantagem pois sua razão de mistura permanece constante durante o tempo de queima do grão.

Em consequência à variação da razão de mistura também variam o impulso específico e o empuxo produzido pelo motor.

Outro inconveniente encontrado nos motores híbridos é a sua baixa taxa de regressão, o que leva a necessidade do uso de várias portas de combustão. Karabeyoglu em um trabalho publicado em 2001 [2] apresenta as desvantagens do uso de várias portas de combustão em um grão propelente. Segundo este trabalho o uso de múltiplas portas leva a ineficiência volumétrica do sistema, com isso pouca quantidade de combustível é alocada dentro do envelope do motor. A confecção de vários furos no grão propelente causa problemas em sua integridade estrutural, pois o afinamento das paredes internas pode gerar o desprendimento de lascas de combustível não queimadas, diminuindo a eficiência volumétrica do sistema propulsivo e, no pior dos casos, o entupimento da garganta da tubeira e uma possível explosão da câmara de combustão. O projeto de múltiplas portas também causa dificuldade de construção, elevação dos custos envolvidos, necessidade do uso de múltiplos injetores e ou pré-câmara de combustão, e também o risco de instabilidades.

A necessidade do uso de múltiplos injetores e ou pré-câmara de combustão está relacionada à distribuição de oxidante entre as várias portas utilizadas e a uniformidade do processo de combustão na entrada do grão.

1.1-Taxa de regressão

O parâmetro de maior importância nos propelentes híbridos é a sua velocidade de queima, também conhecida como taxa de regressão. A equação (1) é comumente apresentada nas literaturas que tratam de propulsão híbrida e relaciona o fluxo mássico do par propelente com a taxa de regressão. Esta equação é válida para qualquer combinação possível dos pares propelentes utilizados em motores híbridos através das constantes a e n , e variam de acordo com cada combinação de materiais do par propelente.

A taxa de regressão é dada por:

$$\dot{r} = aG^n x^m \quad (1)$$

Diferentemente dos propulsores sólidos a taxa de regressão não é dependente da pressão na câmara, dependendo somente do fluxo de massa [6]. A taxa de regressão na entrada da porta de combustão é maior do que nas demais seções do grão, este efeito ocorre devido ao chamado “blausius effect”, pois nesta região a camada limite é mais fina, o que proporciona maior transferência de calor da chama para o grão propelente. Ao longo do comprimento do grão há uma diminuição da taxa de regressão, e finalmente, na porta de saída há um novo aumento da taxa de regressão devido ao aumento do fluxo de massa do combustível acumulado na superfície [5]. Este comportamento não é observado quando se utilizam parafinas, pois nestes materiais a taxa de regressão é uniforme ao longo de seu eixo [10].

Outros dois fatores que podem contribuir para a variação da taxa de regressão ao longo do eixo do grão propelente são: a maior concentração de oxidante na porta de entrada e possíveis zonas de recirculação na porta de saída, se houver pós-câmara de combustão.

A determinação da variação da taxa de regressão ao longo do grão propelente e do fluxo de combustível proveniente do grão propelente geralmente não é uma tarefa muito trivial, porém Sutton 2001 apresenta uma forma simplificada da expressão da taxa de regressão, onde é considerado um valor médio ao longo do comprimento do grão e o fluxo de combustível é desconsiderado. A expressão apresenta a seguinte forma:

$$\dot{r} = aG_{ox}^n \quad (2)$$

Como descrito na seção anterior deste artigo, a maior desvantagem dos propulsores híbridos em relação a outros sistemas propulsivos é a sua baixa taxa de regressão. Nos motores híbridos convencionais a taxa de regressão é limitada pelos fenômenos de transferência de calor e de massa da zona da chama até a superfície do

grão propelente. Um fenômeno de bloqueio, que diminui a taxa de transferência de calor, conhecido como “Blocking Effect”, é um dos responsáveis pela baixa taxa de regressão dos polímeros utilizados na propulsão híbrida. Esse fenômeno ocorre devido ao fluxo radial de gás à altas velocidades que sai das paredes do combustível [3].

A transferência de massa na região líquida do propelente pode ocorrer através de fenômenos de transferência de calor como o descrito acima, ou através do mecanismo de formação de gotas na superfície do grão. Uma maneira de causar o desprendimento de gotas da parede do grão propelente é o aumento da rugosidade superficial do grão propelente, porém, este método traz pouco resultado quando comparado ao aumento dos custos, e ainda pode diminuir a eficiência do sistema devido à presença de partículas dispersas na câmara de combustão, partículas essas inseridas na estrutura do grão para aumentar a rugosidade superficial.

Estudos apontam que o uso de injetores centrífugos podem gerar um aumento de até sete vezes na taxa de regressão do par propelente HTPB/GOx [3]. Materiais como a parafina que apresentam menor viscosidade na camada derretida possuem taxa de regressão 3 a 4 vezes maior que polímeros como o hidroxil polibutadieno terminado (HTPB). Esta taxa de regressão mais elevada é caracterizada pelo desprendimento de gotas da zona derretida para a câmara de combustão devido à baixa viscosidade encontrada nesta região. Este fenômeno não exerce influência no polietileno de alta densidade, pois este possui uma camada derretida mais fina e de maior viscosidade.

Grande parte das pesquisas realizadas em propulsores híbridos estão voltadas ao aumento da taxa de regressão. Algumas das alternativas encontradas incluem o uso de aditivos metálicos micrométricos no grão, uso de aditivos metálicos nanométricos, aumento da rugosidade superficial do grão pela adição de partículas dispersas, uso de injetor centrífugo, entre outros. A adição de aditivos metálicos micrométricos gera um ganho

de 10% a 20% na taxa de regressão, porém diminui a estabilidade do sistema de combustão. O uso de aditivos metálicos nanométricos é capaz de gerar até 60% de aumento na velocidade de queima, em contrapartida eleva os custos e pode causar deposição de material no sistema propulsivo.

Aumentar a rugosidade superficial do grão propelente traz pouco resultado quando comparado ao aumento dos custos, e ainda pode diminuir a eficiência do sistema devido à presença de partículas dispersas na câmara de combustão. [4].

Na literatura é apresentado um estudo no qual foi utilizado um sistema de injeção swirl em várias seções do grão, no qual foi obtido um aumento de 3 a 4 vezes a taxa de regressão do polietileno de alta densidade e 10 vezes no caso da parafina[1].

2.- METODOLOGIA

Este trabalho teve início com uma análise teórica da queima do HDPE com tetróxido de nitrogênio. Utilizando-se o programa CEA NASA 2004 foram estimados os pontos ótimos de trabalho do par propelente e seus respectivos parâmetros propulsivos. Na simulação admitiu-se combustão com a formação de produtos em equilíbrio à pressão e entalpia constantes, sem perdas de calor e sem perdas por atrito. O escoamento dos produtos na tubeira foi considerado isentrópico e em equilíbrio, isto é, as taxas de formação dos produtos são mantidas constantes. Considerou-se o polietileno $(CH_2)_n$ com entalpia de formação de $-28,18$ kJ/mol de CH_2 [7] e o tetróxido de nitrogênio com entalpia de formação de $-19,56$ kJ/mol [6].

O ponto ótimo da mistura O/F considerado é aquele que apresenta o maior impulso específico.

O impulso específico, I_s , é o impulso total por unidade de peso do propelente, e é dado por:

$$I_s = \frac{I_t}{m_p g_0} \quad (3)$$

Onde I_t é o impulso total, m_p é a massa do propelente (Kg) e g_o é a constante de aceleração da gravidade (m/s^2).

A figura 1 apresenta uma relação entre a razão das razões estequiométricas e o impulso específico do par propelente.

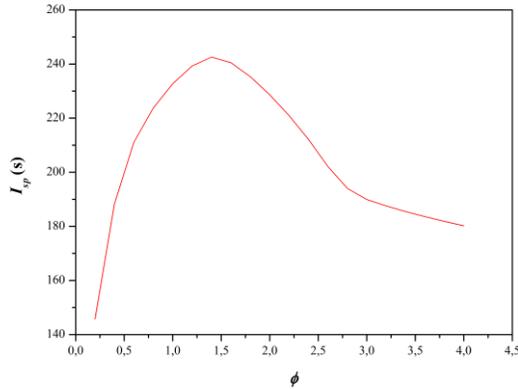


Figura 1- Impulso específico x razão de razões estequiométricas

Com as simulações foram estimados os pontos ótimos de trabalho para o par propelente e suas faixas de pressão e temperatura para operação do motor em teste estático a uma altitude aproximada de 600 m. A tabela a seguir apresenta os pontos iniciais de projeto obtidos através da análise teórica.

Tabela 1- Parâmetros iniciais

Φ	1,4
P_c	20 bar
ε	4
I_s	241,4 s
C^*	1659 m/s
C_f	1,4274
O/F	3,51416

À partir destes dados foram dimensionadas a tubeira, o injetor e o grão propelente utilizando as seguintes equações:

Vazão em massa (total)

$$\dot{m} = \frac{P_c A_g}{c^*} \quad (4)$$

Vazão em massa de oxidante

$$\dot{m}_o = \frac{\dot{m}}{1+F/O} \quad (5)$$

Vazão em massa de combustível

$$\dot{m}_c = \dot{m} - \dot{m}_o \quad (6)$$

Área da garganta

$$A_g = \frac{F}{C_f P_c} \quad (7)$$

Diâmetro da garganta

$$D_g = \left(\frac{4A_g}{\pi} \right)^{1/2} \quad (8)$$

Área de saída

$$A_s = \varepsilon A_g \quad (9)$$

Por questões de construção mecânica algumas aproximações foram realizadas, algumas características do propulsor são apresentadas na tabela 2.

Tabela 2-Parâmetros de projeto

A_g	35 mm ²
A_s	140 mm ²
\dot{m}	43 g/s
\dot{m}_o	33 g/s
\dot{m}_c	10 g/s

2.1-Dimensionalização do grão propelente

Para a dimensionalização do grão propelente foram definidos o tempo de queima, as constantes do par propelente para o cálculo da taxa de regressão [3], e o raio final do grão propelente de acordo com o Tempo de queima desejado. Com isso, através das equações apresentadas por Sutton[8] foram obtidos os comprimentos correspondentes do grão propelente e da câmara de combustão.

A seguir são apresentadas as equações utilizadas.

Raio interno do grão

$$R_i = \left[R_f^{2n+1} - a(2n+1) \left(\frac{\dot{m}_o}{\pi N_p} \right)^n t_b \right]^{\frac{1}{2n+1}} \quad (10)$$

Distância de queima

$$d_b = R_f - R_i \quad (11)$$

Comprimento do grão

$$L_g = \frac{\dot{m}}{2\pi\rho_c R_i N_p \bar{r}} \quad (12)$$

A tabela 3 apresenta as principais características resultantes da dimensionalização do grão propelente de acordo com as vazões mássicas desejadas:

Tabela 3-Propriedades e geometria do grão

\dot{m}_o	33g/s
\dot{m}_c	10g/s
a	0,132
n	0
t_b	49 s
R_f	64,1mm
R_i	6,2 mm
L_g	440 mm
d_b	38,6 mm

O sistema de injeção utilizado neste trabalho é composto de um injetor centrífugo simplex.

A figura a seguir apresenta a curva de calibração experimental do injetor utilizado.

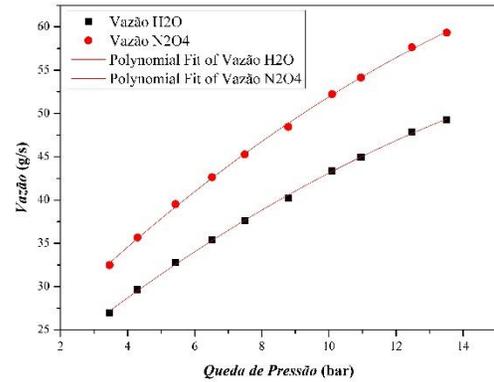


Figura 2- Vazão x queda de pressão

Dimensionados o grão propelente, a câmara de combustão, e o sistema de injeção foram dimensionadas a pré e pós câmaras de combustão e os componentes necessários à montagem do propulsor.

3.- DESENVOLVIMENTO

O propulsor desenvolvido neste projeto é composto basicamente por um injetor centrífugo, pré câmara de combustão, câmara de combustão, pós câmara de combustão, tubeira e anéis de vedação.

O desenho a seguir apresenta a configuração final do propulsor utilizado neste projeto.

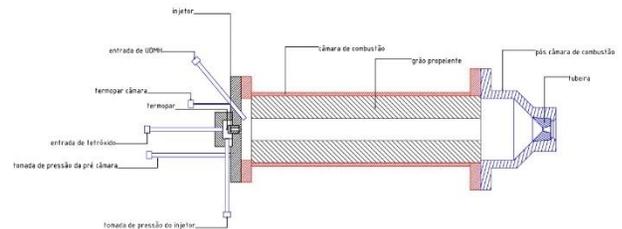


Figura 3- Esquema de montagem do propulsor

Na construção do propulsor foi utilizado aço inoxidável.

Para garantir a vedação entre as flanges do propulsor foram utilizados anéis de alumínio com 5mm de espessura e comprimento, nas flanges foram construídos canais de mesma espessura e com profundidade de 2mm.



Figura 4- Anel de vedação das flanges

A bancada de testes utilizada era composta basicamente de sensores de pressão, termopares, célula de carga, eletroválvulas, linhas de alimentação (tetróxido de nitrogênio e UDMH) e suporte de fixação do propulsor.



Figura 5- Bancada experimental

Duas chapas de aço temperado nas dimensões de 120mm x 150mm x 1mm foram utilizadas para a fixação do propulsor em seu suporte. Estas chapas foram dimensionadas de acordo com a finalidade de proporcionar sensibilidade de transferência de carga à célula de

carga, e ainda assim garantir que o propulsor mantivesse seu alinhamento durante os testes.

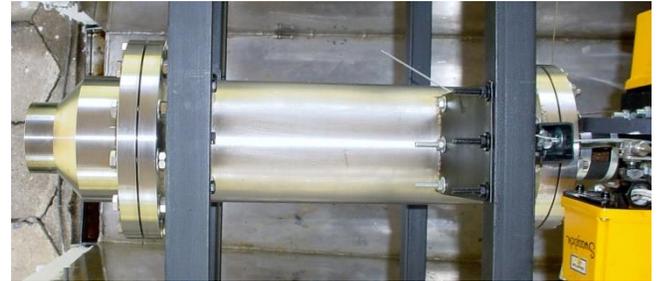


Figura 6- Fixação do propulsor

Os sensores de pressão foram dispostos na entrada das eletroválvulas para verificação da pressão de alimentação, na câmara de preenchimento do injetor centrífugo e na pré-câmara de combustão com a finalidade de monitorar a queda de pressão do injetor, pressão de operação e identificar possíveis instabilidades durante a combustão.

Os termopares foram instalados no sistema de injeção, na pré-câmara de combustão e em três posições igualmente distribuídas nas paredes externas da câmara de combustão.

A célula de carga foi instalada à frente do injetor no centro geométrico do propulsor, e um tubo metálico transmitia as forças exercidas sobre o sistema propulsivo para a célula de carga.

Os instrumentos utilizados na aquisição de dados e controle das válvulas de abertura e fechamento foram controlados através do software LabVIEW. Para integração entre os sensores e o software foram utilizadas placas de aquisição National Instruments. Este sistema tornou possível a aquisição dos dados com precisão de até 0,001 e cerca de 1000 amostras por segundo.

3.1-Avaliação da taxa de regressão

A avaliação da taxa de regressão foi realizada mediante a realização de nove testes, estes testes foram realizados nas pressões de 20, 25 e 30 bar. A duração dos experimentos variou entre os valores de 15s e 30s.

Após cada teste o motor foi aberto para a retirada do grão propelente para a avaliação da

massa consumida do grão. O mesmo foi fotografado, recolocado na câmara de combustão e testado novamente.

Foram utilizados dois grãos propelentes na realização dos testes apresentados. Os grãos propelentes eram compostos de uma peça única de HDPE torneado nas dimensões desejadas como demonstrado na figura 7.



Figura 7- Grão propelente

Através da variação de massa dos grãos de polietileno depois de cada tempo de queima, por efeitos de simplificação matemática, e devido ao método de medição utilizado, a taxa de regressão média foi calculada considerando queima cilíndrica em toda a extensão do grão, método utilizado como aproximação, visto que medições locais da taxa de regressão em toda a extensão do grão propelente tornam o processo de avaliação da taxa de regressão mais dispendioso.

4.-RESULTADOS E CONCLUSÕES

Foram avaliadas as variações de pressão na pré-câmara, temperaturas, variações de massa do grão combustível, consumo de oxidante e empuxo. Estas avaliações foram realizadas em dois grãos distintos e seus resultados são apresentados na tabela 6. As temperaturas máximas atingidas na pré-câmara durante os testes com 30 segundos de duração oscilavam entre valores na faixa de 1100 °C e 1200 °C, enquanto que nos testes com duração de 15 segundos esta faixa oscilava entre 900 °C e 1100 °C como pode ser observado nas figuras 9 e 10.

Tabela 4- Resultados experimentais

Grão	Consumo Oxidante (g)	Tempo Teste (s)	Pressão Alimentação (bar)	Pressão pré- empuxo camara (Bar)	empuxo médio (N)	Consumo grão (Kg)
1	340,9	15	19,45	17,67	57	0,14
	318,7	15	19,22	17,66	57	0,16
	697,439	30	19,75	18,05	56	0,4
	630,617	30	19,52	18,05	54	0,34
2	356,058	15	19,22	17,59	57	0,2
	328,66	15	19,03	17,49	54	0,14
	641,66	30	19,74	18,12	52	0,34
	739,09	30	24,5	22,2	68	0,38
	849,39	30	29,2	26,1	80	0,38

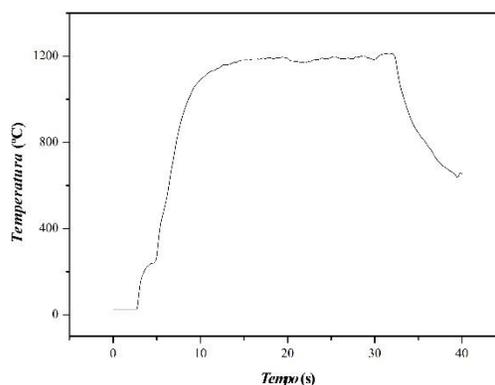


Figura 8- Máxima temperatura teste 30s

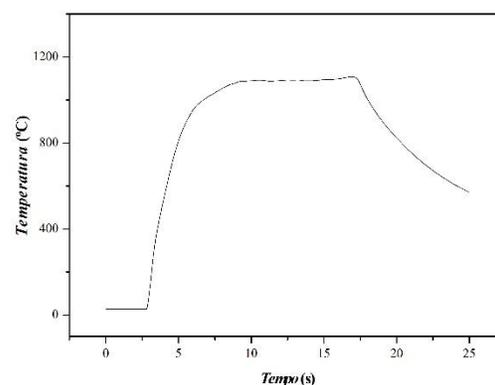


Figura 9- - Máxima temperatura teste 15s

Foram observadas instabilidades quando a pressão de alimentação estava abaixo de 20bar, estes testes não foram utilizados na avaliação da taxa de regressão.

A figura 10 apresenta a curva de pressão de um teste realizado com 15 bar onde podem

facilemte ser observadas instabilidades, e a figuras 11, 12 e 13 apresentam curvas de empuxo e pressão da pré-câmara, onde pode ser observado maior estabilidade do sistema.

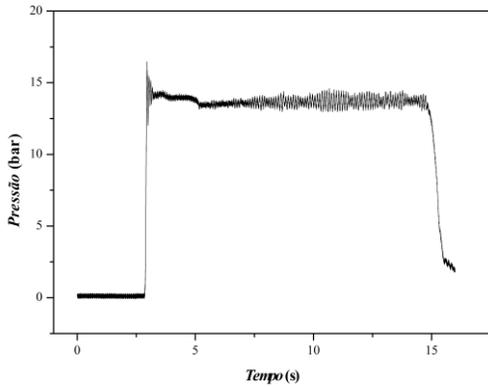


Figura 10- Pressão da pré-câmara com alimentação de 15 bar.

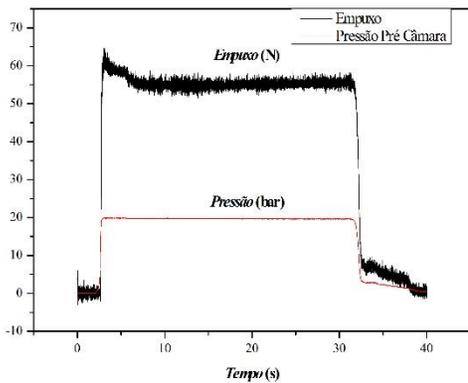


Figura 11- Pressão da pré-câmara com alimentação de 20 bar.

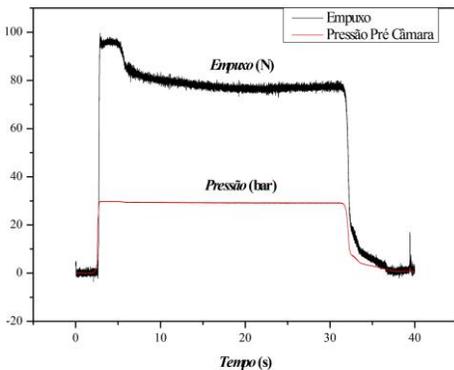


Figura 12- Pressão da pré-câmara com alimentação de 30 bar.

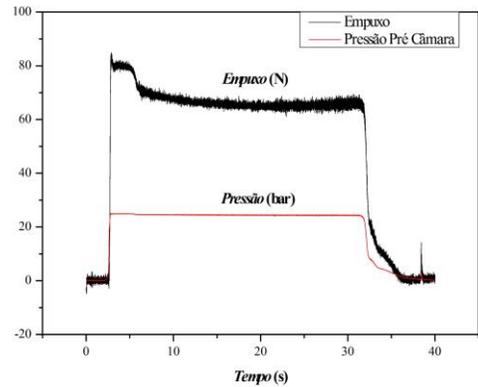


Figura 13- Pressão da pré-câmara com alimentação de 25 bar.

A figura 14 apresenta os grãos 1 e 2 respectivamente e suas seções de entrada e de saída após os testes. Como pode ser observado ahá uma maior queima do grão na seção de entrada do que na seção de saída, isto ocorre devido à proximidade do injetor junto à seção de entrada e consequentemente a maior concentração de oxidante nesta região e temperatura. Outro fato importante a ser observado é o acumulo dos produtos da combustão junto à seção de saída dos grãos. Isto ocorre devido à baixa taxa de regressão do HDPE, a ausência da ação do mecanismo de despreendimento de gotas em sua superfície e a reduzida quantidade de oxidante na região de saída.



Figura 14- Grãos propelentes após queima

Através dos dados apresentados na tabela 4 foi construída a curva média de regressão do par propelente, esta curva é apresentada na figura 15.

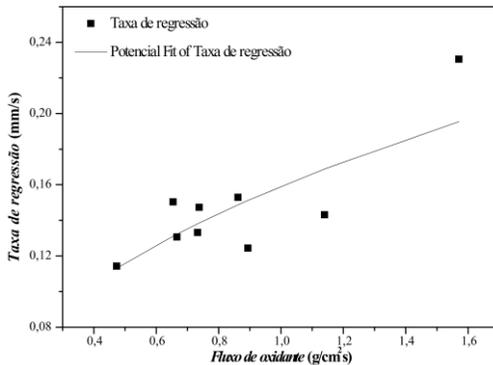


Figura 15- Curva de regressão

De acordo com a curva média experimental a equação de regressão para o par propelente HDPE e N₂O₄ foram obtidas a constante e o expoente de regressão do par propelente. Substituindo estes resultados na equação (2) temos:

$$\dot{r} = 0,159 G_{ox}^{0,456n} \quad (13)$$

5.-AGRADECIMENTOS

Agradecemos à CAPES pela bolsa de estudos, ao CNPQ pelo financiamento do projeto e ao corpo técnico dos laboratórios BTCA e BTSA do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais pelo apoio.

6.-REFERÊNCIAS

[1] HIRATA, Y. et al. **Improvement of regression rate and combustion efficiency of high density polyethylene fuel and paraffin fuel hybrid rockets with multi-section swirl injection method**, 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 31 Julho – 03 Agosto, San Diego, CA, 2011.

[2] KARABEYOGLU, M. A., CANTWELL, B. J., ALTMAN, D. **Development and testing of paraffin-based hybrid rocket fuels**, 37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 8 - 11 Julho, Salt lake City, UT, 2001.

[3] KARABEYOGLU, M. A., CANTWELL, B. J., STEVENS, J. **Evaluation of homologous series of normal-alkanes as hybrid rocket fuels**, 41th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 10 - 13 Julho, Tucson, AZ, 2005.

[4] KARABEYOGLU, M. A. et al. **Scale-up tests of high regression rate liquefying hybrid rocket fuels**, Artigo AIAA 2003 – 6475, 2003.

[5] KIM, J. et al. **Experimental investigations of the tapered fuel regression rate of a hybrid rocket motor**, 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 25 - 28 Julho, Nashville, TN, 2010.

[6] NIST - **National Institute of standards and Technology**, <<http://webbook.nist.gov/cgi/cbook.cgi?ID=C10544726&Units=SI&Mask=2#Thermo-Condensed>>. Acesso em: 10 de Mar 2012.

[7] Splitstone, P. L., Johnson, W. H., **The enthalpies of combustion and formation of linear polyethylene**, Journal of Research of the National Bureau of Standards, vol. 78A, No. 5, pp 611-616, 1974.

[8] Sutton, G. P., Biblarz, O., **Rocket propulsion elements**, John Wiley & Sons, 7th ed., New York, 2001.

[9] Zilliac, G., Karabeyoglu, M. A., **Hybrid rocket fuel regression rate data and modeling**, 42th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 9-12 July, Sacramento, CA, 2006.

[10] ZILWA, S. D. et al. **Time-resolved fuel-grain regression measurement in hybrid rockets**, 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 20 - 23 Julho, Huntsville, AL, 2003.