



Relatório Final

Título do projeto de pesquisa: Estudo Experimental e Numérico de Motor Foguete Híbrido (MFH).
Bolsista: Niara Parreira Duarte Lungow
Orientador(a): Renato Felix Nunes
Período a que se refere o relatório: Agosto de 2014 a julho de 2015

Resumo

Um primeiro ciclo de desenvolvimento da propulsão híbrida é encerrado pelo presente trabalho. Os resultados experimentais alcançados em campanha de ensaios em banco de testes permitiu estabelecer uma lei de queima para a parafina. Uma vez conhecida a taxa de fornecimento de combustível, em função da taxa de fornecimento do oxidante, foi possível calcular os parâmetros de desempenho do motor H1. O trabalho consistiu em validar a rotina de cálculo dos parâmetros propulsivos de forma a quantificar o rendimento do motor em função da vazão mássica de oxidante injetada na câmara de combustão. Este rendimento é definido pela razão entre o parâmetro de desempenho obtido experimentalmente, e aquele ideal, definido pela análise termoquímica do par propelente. Outro parâmetro de ajuste considerado no cálculo foi o coeficiente de empuxo que traduz, em última análise, a eficiência da tubeira na conversão de energia térmica em cinética. Os resultados experimentais permitiram quantificar o coeficiente de empuxo para corrigir o cálculo do empuxo assim como a lei de regressão da parafina permitiu avaliar a pressão de funcionamento na câmara de combustão.

1. Introdução

Motores foguete a propelente híbrido (MFPH) apresentam maior segurança durante os processos de fabricação, armazenamento e operação em campo devido à manipulação em separado do oxidante e do combustível, além de oferecer a capacidade de múltiplas ignições e controle do nível de empuxo. Outra vantagem, se comparado à propulsão líquida, é a menor complexidade do sistema, visto que o combustível está acomodado na câmara de combustão e uma única linha de oxidante é necessária, como mostrado na figura 1, implicando inclusive em

menor custo. Entre suas desvantagens destaca-se o menor impulso específico (I_{sp}) quando comparado à propulsão líquida^[1,2].

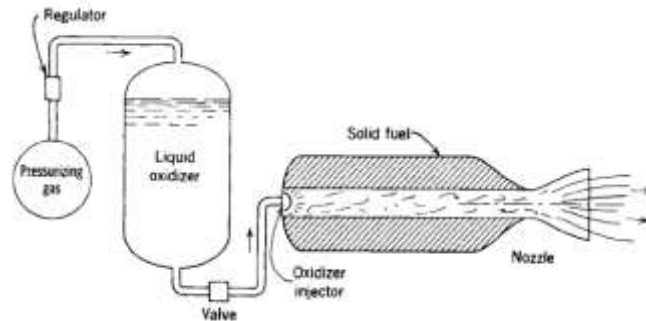


Figura 1 – Motor foguete a propelente híbrido.

Um parâmetro que limita o desempenho de MFPH é a baixa taxa de regressão (\dot{r}), em especial para combustíveis a base de borracha como o HTPB^[12,14,15]. Assim como na propulsão sólida, este parâmetro representa a velocidade na evolução da superfície de queima, que no caso particular do MFPH, não depende da pressão, mas sim do parâmetro G_o (fluxo de massa do oxidante) que pode ser definido pela razão entre a vazão mássica de oxidante (\dot{m}) e a área da porta em cada instante (A_p), como desenvolvido a seguir.

a. Velocidade de Regressão

Foi adotada uma lei empírica para a taxa de regressão do grão combustível, tomando por referência o motor H1, desenvolvido pela Divisão de Propulsão Espacial do IAE, onde foram definidas as constantes (a) e (n) que condicionam a velocidade de regressão do combustível em MFPH^[7].

$$\dot{r} = a (G_o)^n \quad [mm/s] \quad (1)$$

Onde o parâmetro G_o é obtido a partir da razão entre a vazão mássica do oxidante e a área da porta do grão propelente:

$$G_o = \dot{m}_{ox} / A_p \quad [kg/m^2.s] \quad (1.1)$$

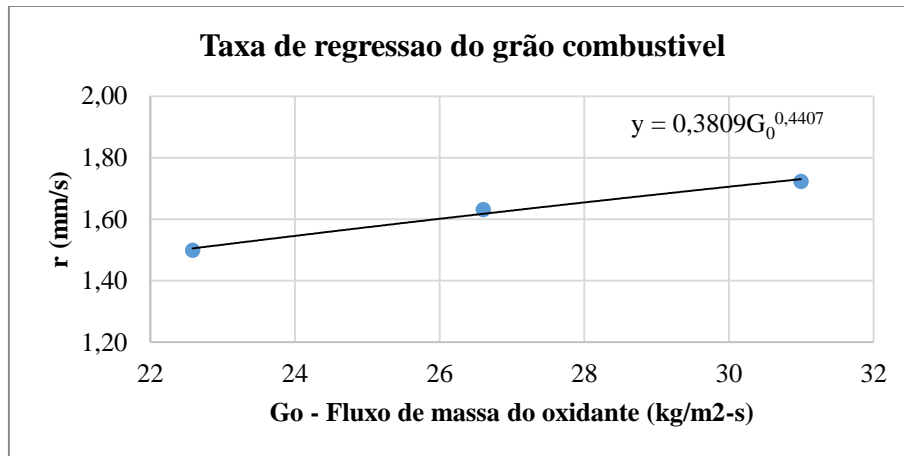


Gráfico 1 – Lei de queima da parafina, combustível do motor H1.

Logo,

$$\dot{r} = 0,3809G_0^{0,4407} \quad (1.2)$$

b. Parâmetros de desempenho

O empuxo (F), produzido por um sistema propulsivo sobre um foguete (propulsão foguete), é caracterizado pela ejeção, a certa velocidade relativa, de uma fração de sua própria massa. No caso em que a pressão do fluido na seção de saída do divergente for diferente da pressão atmosférica, deve-se considerar uma perda representada na equação:

$$F = \dot{m}u_e + (p_e - p_{atm})A_e \quad (2)$$

Onde u_e é a velocidade de saída dos gases, p_e e p_{atm} são, respectivamente, pressão dos gases na seção de saída do divergente, e pressão atmosférica e A_e a área da seção de saída os gases. Podendo esta ser simplificada para o caso de tubeira adaptada, p_e igual p_{atm} .

$$F = \dot{m}u_e \quad (2.1)$$

Os coeficientes que caracterizam um motor foguete são o coeficiente de empuxo, a velocidade característica, o impulso específico, o coeficiente de fluxo e o rendimento da combustão:

O coeficiente de empuxo, C_F , é definido como:

$$C_F = \frac{F}{A_t p_o} \quad (3)$$

O impulso total I_t é definido como a integral da força de empuxo num dado intervalo de tempo (eq. 4). O tempo de queima é definido como o tempo entre a ignição do motor e o início da queda de pressão na câmara.

$$I_t = \int_0^t F dt \quad (4)$$

O impulso específico (I_s) é definido como o impulso total por unidade de massa de propelente, assim:

$$I_s = \frac{\int_0^t F dt}{g_0 \int \dot{m} dt} \quad (5)$$

Onde g_0 a aceleração da gravidade num dado instante de tempo t .

Para a comparação do desempenho relativo a diferentes sistemas de propulsão, utiliza-se a velocidade característica c^* , definida por:

$$c^* = \frac{P_0 A_t}{\dot{m}} \quad (6)$$

E finalmente, o coeficiente de descarga expresso em (s/m) e pode ser escrito como:

$$C_D = I/c^* \quad (6.1)$$

E o rendimento de combustão, $\eta_c \approx 90\%$, adotado dos resultados experimentais do Motor H1 [7].

c. Análise Termoquímica

Para a obtenção dos parâmetros termodinâmicos e de desempenho preliminares foi necessário definir o par de propelentes para proceder a uma análise termoquímica: Oxigênio gasoso e parafina com 5% de negro de fumo. Para o desenvolvimento pretendido, uma configuração clássica foi adotada, de forma a favorecer não só a disponibilidade de propelentes na Divisão de Propulsão Espacial, mas também garantir uma grande oferta de trabalhos analíticos e experimentais publicados. A análise termoquímica [5], através da variação da razão de mistura (O/F), relação entre o oxidante e o combustível, permitiu avaliar o comportamento dos principais parâmetros de desempenho, o impulso específico teórico e a velocidade característica teórica, para uma condição ideal, onde o processo de combustão é completo. Um gráfico comparativo do desempenho teórico ideal obtido a partir das variações da razão O/F do par propelente de interesse, é apresentado no Gráfico 2, onde se identifica uma razão de mistura ideal próxima a 2,5.

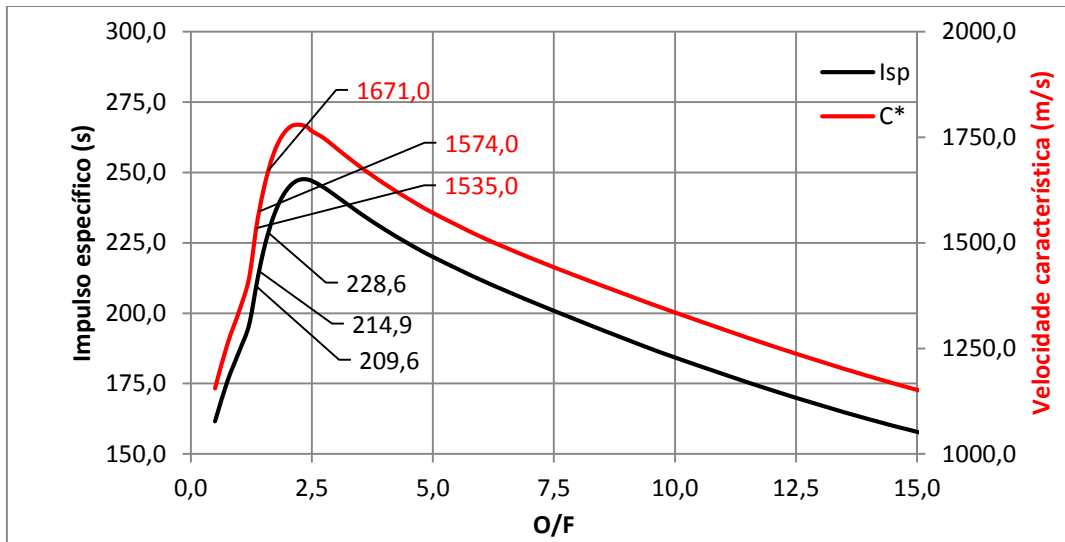


Gráfico 2 – Parâmetros de desempenho para diferentes razões de mistura (O/F).

d. Simulação de funcionamento do motor H1

O objetivo foi validar uma metodologia para dimensionamento de MFPH no contexto do projeto “Estudo Experimental das Oscilações de Pressão em Motor Foguete Híbrido (MFPH)”, apoiado pelo CNPq. A validação da ferramenta [6] foi possível através da determinação de uma lei de queima para o combustível e dos parâmetros de desempenho, a partir dos resultados experimentais obtidos para o motor teste H1.

Os principais parâmetros de funcionamento, pressão, empuxo e vazão mássica, foram calculados através de uma série de ferramentas computacionais [3,4,6] desenvolvidas pela Divisão de Propulsão Espacial (APE).

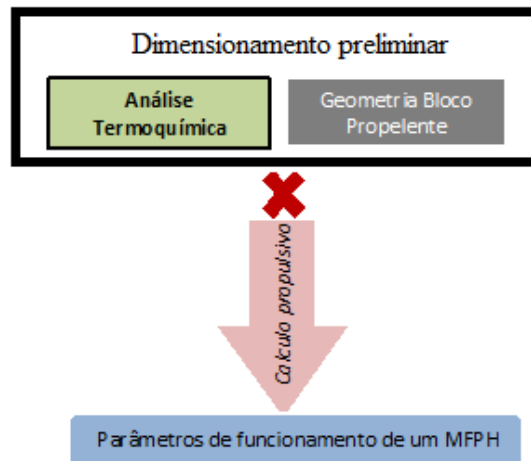


Figura 2 – Fluxo para dimensionamento do motor H1.

Para a validação do cálculo dos parâmetros de desempenho (item b.), é preciso confrontar o cálculo preliminar com resultados experimentais. Nesta etapa, foi possível implementar no cálculo os resultados da análise termoquímica (item c.), de coeficientes empíricos (C_F) e da lei de regressão (item a.), como ilustrado no gráfico comparativo teórico/experimental a seguir para uma vazão média do oxidante de 0,233 kg/s.

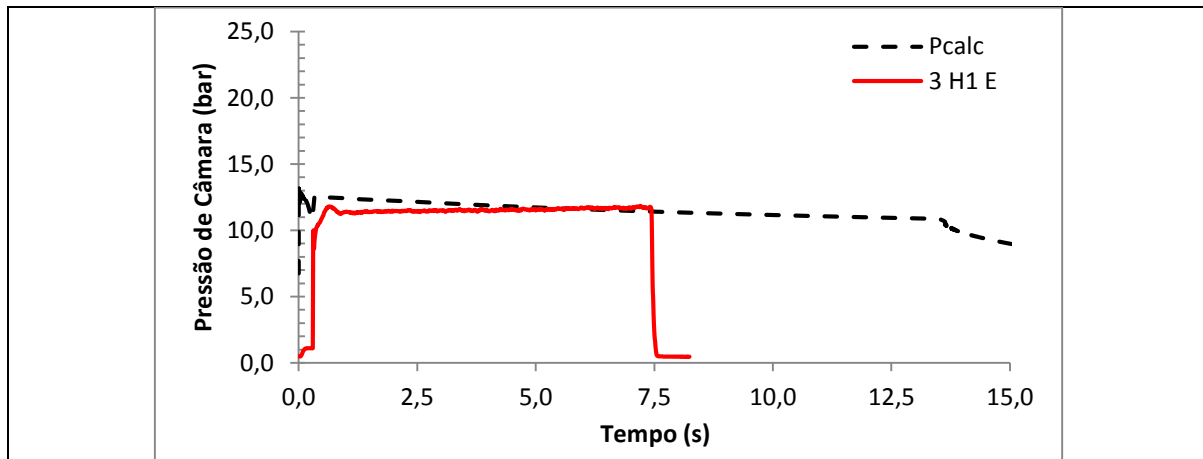


Gráfico 3 – Pressão na câmara teórica corrigida pela lei de regressão empírica.

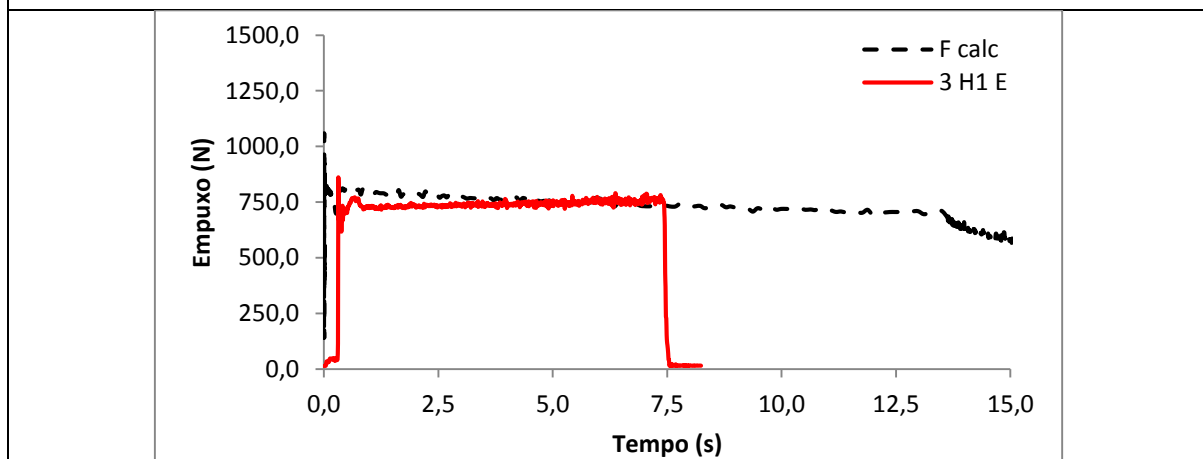


Gráfico 4 – Empuxo teórico corrigido pelo Coeficiente de Empuxo (C_F).

2. Dos Resultados experimentais

O Instituto de Aeronáutica e Espaço realizou, no período de 17 a 25 de novembro, catorze (14) ensaios de queima do motor foguete a propulsão híbrida (H1), no banco de ensaio do Laboratório de Propulsão Líquida da Divisão de Propulsão Espacial. O desempenho do motor foguete H1 foi considerado satisfatório, pois validou o projeto dos sistemas de injeção e ignição modificados em consonância com os requisitos de funcionamento do motor além de

ratificar os parâmetros propulsivos mais importantes como, vazão mássica dos propelentes, pressão na câmara de combustão, empuxo e velocidade característica do propelente.



Figura 3 – Motor teste H1 em operação.

Inicialmente, o sistema de ignição utilizado foi testado e caracterizado. Para o bloco propelente composto por parafina e negro de fumo, foram realizados três testes. O oxidante utilizado foi o mesmo nos três testes, porém sua vazão mássica foi variada, conseqüentemente sua pressão de injeção. Para cada vazão mássica do oxidante foi obtido um valor para o empuxo médio, conforme apresentado no Gráfico 5.

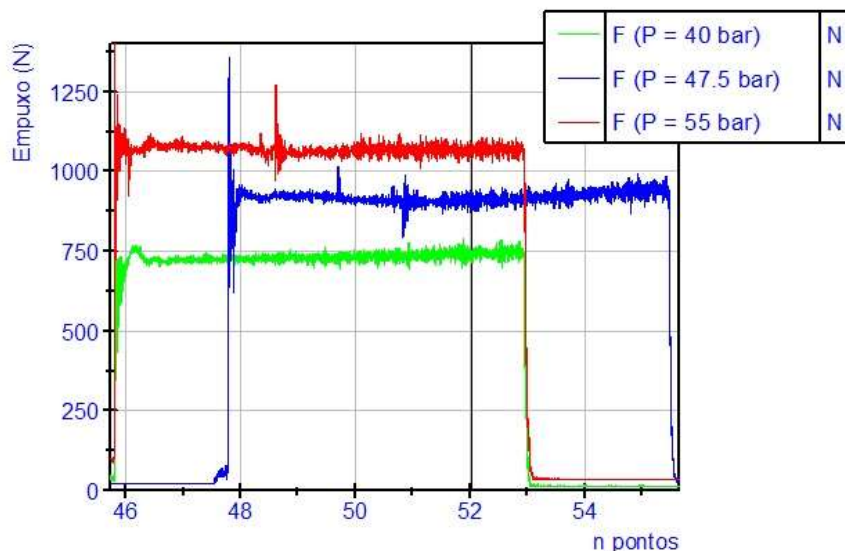


Gráfico 5 – Empuxo obtido experimentalmente nos testes utilizando parafina com negro de fumo como combustível para diferentes vazões de oxidante.

O impulso específico varia de acordo com a vazão mássica do oxidante. Os valores para impulso específico de cada teste foram calculados de acordo com a equação 5 apresentada anteriormente neste relatório e são apresentados na tabela a seguir.

Tabela 1 – Resultado dos ensaios para parafina com negro de fumo

Teste em Banco	Teste 1 (55 bar)	Teste 2 (47,5 bar)	Teste 3 (40 bar)
Empuxo médio (N)	1064,000	916,000	728,000
Vazão mássica média do oxidante (kg/s)	0,320	0,275	0,233
G_o (kg/m ² -s)	46,784	40,205	34,064
Velocidade de Regressão experimental (mm/s)	4,805	4,467	4,125
Velocidade de Regressão Karabeyoglu ^[6]	1,292	1,164	1,038
Vazão mássica combustível (kg/s) medida	0,240	0,247	0,207
Vazão mássica total (kg/s)	0,560	0,522	0,440
O/F	1,333	1,115	1,127
Impulso específico (s)	193,680	178,992	168,787

3. Da Análise dos Resultados

Conforme observado na Tabela 1, os valores obtidos para a velocidade de regressão são superiores aos encontrados pela referência ^[12]. Neste trabalho foi utilizado como par propelente parafina com negro de fumo e oxigênio gasoso (GOX) e nos trabalhos da referência foram utilizados o par propelente parafina pura e GOX.

O gráfico 6 apresenta a comparação da Lei de Queima do motor H1 e da referência ^[12,13].

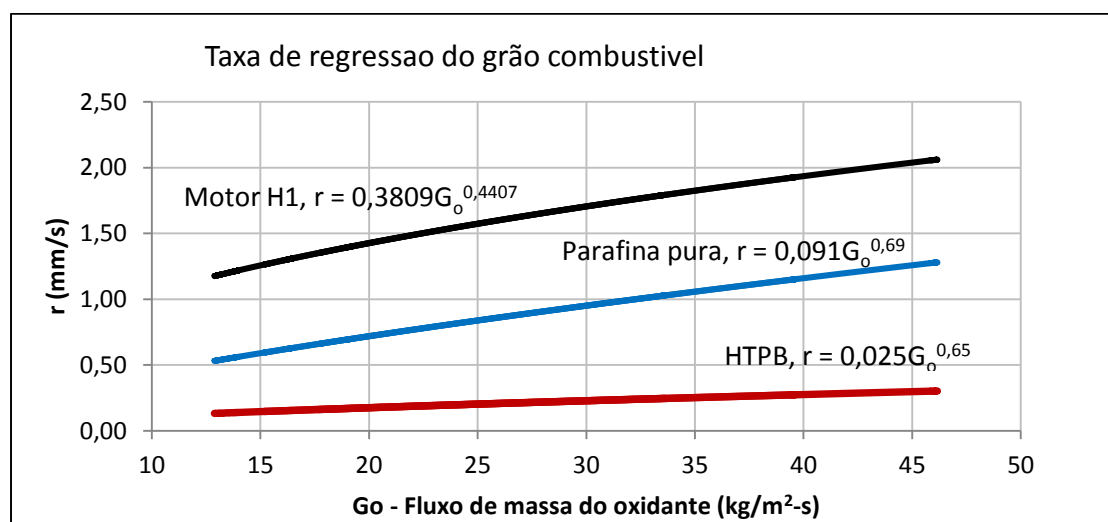


Gráfico 6 – Comparação da velocidade de regressão obtida (Parafina) e da apresentada por Karabeyoglu ^[12,13] para a Parafina pura e para o HTPB.

4. Da Eficiência do Motor H1

Para o cálculo da eficiência do motor H1, primeiro é necessário encontrar os parâmetros de desempenho, que são obtidos através dos valores experimentais de pressão e empuxo. São eles: coeficiente de empuxo, velocidade característica e impulso específico. A Tabela 2 apresenta os parâmetros de desempenho para cada ensaio com suas respectivas vazões mássicas.

Tabela 2 – Parâmetros de desempenho do motor H1

	1 H1 E (55 bar)	2 H1 E (47,5 bar)	3 H1 E (40 bar)
C_F	1,2394	1,2116	1,2129
C* (m/s)	1673,79	1648,82	1498,29
Isp (s)	211,53	203,70	185,32

Os valores de impulso específico apresentados na Tabela 3 são confrontados com o caso de combustão ideal do motor H1. Para as simulações do caso ideal no processo de combustão entre o oxigênio gasoso e a parafina, foi utilizado o software CETPC ^[5], sendo assim, foi comparado o caso ideal ao resultado experimental e ao calculado. Para este fim, o impulso específico é avaliado como principal parâmetro de desempenho do motor foguete.

Tabela 3 – Eficiência do motor H1

	CETPC	Calculado	Experimental	η_c	η_e	H1
Isp	228,6	202,01	211,53	0,88	0,92	55,0 bar
	214,9	188,89	203,70	0,84	0,95	47,5 bar
	209,6	176,38	185,32	0,84	0,88	40,0 bar

5. Conclusões

Foram apresentados os resultados obtidos em três testes utilizando parafina com negro de fumo como combustível, na validação das ferramentas numéricas de dimensionamento, alvo principal da proposta de desenvolvimento da propulsão híbrida no IAE/APE.

O dimensionamento do motor de teste híbrido foi resultado de definições de projeto tanto no que tange a geometria adotada como em relação ao par propelente escolhido. Trata-se de um dimensionamento não otimizado visto que é possível melhorar a taxa de fornecimento de combustível em se reduzindo a área de passagem inicial (A_p) e/ou aumentando a vazão mássica de oxidante (\dot{m}_{ox}), na busca de uma razão de mistura próxima a 2,5. O motor H1 oferece uma superfície de combustão importante (geometria estrela) assim como uma grande área de



passagem, o que conceitualmente reduz a velocidade de regressão (eq. 1). Ainda assim, observa-se um incremento significativo na velocidade de regressão do combustível devido a **geometria do sistema de injeção**, com 10 injetores, posicionados próximos a superfície do bloco combustível. Esta configuração promove forte instabilidade sobre o filme líquido na superfície do grão, que em consonância com Karabeyoglu ^[12], aumenta significativamente o fenômeno de “arrasto” desta interface líquida projetando-a no escoamento principal e **favorecendo a velocidade de regressão do grão combustível**, três vezes superior à taxa de regressão observada por Karabeyoglu para a mesma faixa do fluxo do oxidante ($30 < G_o < 40$).

Referências

Livros

1. Sutton, G. P. e Biblarz, O. Rocket Propulsion Elements, 7a edição. John Wiley & Sons, INC. 2001.
2. Chiaverini, M. J. e Kuo, K. K. Fundamental of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion. Volume 218, Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, 2007.

Programas computacionais

3. Frenchel, Henric. Código numérico para cálculo de evolução da superfície de combustão em motores foguete à propelente sólido, IAE.
4. Frenchel, Henric e Shimote, Wilson. Código numérico para cálculo de parâmetros balísticos em motores foguete à propelente sólido, IAE.
5. MCBRIDE, B. CET93 and CETPC: An Interim Updated Version of the NASA Lewis Computer Program for Calculating Complex Chemical Equilibria With Applications. 4557. ed. [S.l.], 1994.
6. Nunes, R.F. Ferramenta de cálculo para Motor Foguete Híbrido. IAE/APE-P.

Trabalhos de Graduação e Pós Graduação

7. Lungow, Niara Parreira Duarte. Estudo experimental e numérico dos parâmetros propulsivos em motor foguete híbrido, Trabalho de Graduação da UFABC, maio 2015.
8. Cás, P. L. K. D. et al. Otimização Multidisciplinar de Configuração de Foguetes de Propulsão Híbrida. Brasília: [s.n.], 2011. Trabalho de Graduação da Universidade de Brasília 2011.



9. Bertoldi, A. E. M. Avaliação experimental da queima de parafina e óxido nitroso em motores híbridos. 2007. Dissertação de Mestrado, Universidade de Brasília.
10. Contaifer, R. A. Desenvolvimento de uma bancada de testes de propulsores híbridos de baixo empuxo. 2009. Dissertação de Mestrado. Instituto Nacional de Pesquisa Espacial.
11. Santos, G. P. Experimental evaluation of hybrid propulsion rocket engine operating with paraffin fuel grain and gaseous oxygen. Tese de doutorado ITA, 2014.

Publicações

12. Karabeyoglu, 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, July 8-11, 2001/Salt Lake City, Utah.
13. Karabeyoglu, A.; Cantwell, B. J.; Zilliac, G. Development of scalable space-time averaged regression rate expressions for hybrid rockets. In: 41th AIAA/ASME/ASEE Joint Propulsion Conference. Tucson, AZ: [s.n.], 2005.
14. George, P.; Krishnan, S.; Varkey, P.; Ravindran, M.; Ramachandran, L.; Fuel Regression Rate in Hydroxyl-Terminated-Polybutadiene/Gaseous-Oxygen Hybrid Rocket Motors, Journal of Propulsion and Power, vol. 17, n° 1, January-February., p. 35-42, 2001.
15. Chiaverini, M. J.; Kenneth, K. K.; Peretz, A. e Harting, G. C. Regression-Rate and Heat-Transfer Correlations for Hybrid Rocket Combustion. In: Journal of Propulsion and Power, vol 17, n° 1, January-February 2001.
16. Venugopal, S.; Rajesh, K. K.; Ramanujachari, V. Hybrid rocket technology. In: Defence Science Journal. [S.l.: s.n.], 2011. v. 61, n. 3, p. 193–200.
17. Oiknine, C. New perspectives for hybrid propulsion. In: 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Sacramento, CA: [s.n.], 2006.