

ANÁLISE SIMULACIONAL DO DESEMPENHO PROPULSIVO DO PROPELENTE HÍBRIDO A BASE DE PARAFINA COMO COMBUSTÍVEL E DE OZÔNIO(O₃) COMO ADITIVO E OXIGENIO(O₂) COMO OXIDANTE.

George Stephane Queiroz de Oliveira^{1*}

Rene Francisco Boschi Gonçalves²

RESUMO

Diversos fatores, como a segurança e controle na operação e o baixo impacto ambiental, tornaram os propelentes híbridos atrativos ao setor aeroespacial. No entanto, estudos mostraram que os propulsores híbridos apresentavam grandes deficiências devido aos insuficientes níveis de empuxo, resultantes da baixa taxa de regressão encontrada nos combustíveis habitualmente empregados. Por conta disso, iniciou-se a modelagem de combustíveis sólido de baixa energia de vaporização à base de parafina, os quais apresentaram taxas de regressão (velocidades de queima) consideravelmente maiores que os combustíveis híbridos convencionais. Dessa forma, neste trabalho foi realizado uma análise simulacional para comparar com literatura e assim realizar o estudo na qual é propício o uso de ozônio como oxidante.

Palavras chaves: Propelentes híbridos, Parafina, Ozônio, CEA-NASA.

^{1*} Graduando em Engenharia Mecânica, Universidade Federal do Pará(UFPA), Campus Universitário de Belém Email:georgeoliveira.ufpa@gmail.com.

² Professor Doutor , Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA),

ABSTRACT

Several factors, such as safety and control in operation and low environmental impact, have made hybrid propellants attractive to the aerospace industry. However, studies have shown that the hybrid propellers presented great deficiencies due to the insufficient thrust levels, resulting from the low regression rate found in the fuels commonly used. Because of this, the modeling of low-energy paraffin-based vaporization solid fuels was started, which presented considerably higher regression rates (firing rates) than conventional hybrid fuels. Thus, in this work a simulation analysis was carried out to compare with the literature and thus to carry out the study in which the use of ozone as an oxidant is favorable.

Keywords: Hybrid propellants, Paraffin, Ozone, CEA-NASA.

INTRODUÇÃO

Em missões espaciais há dois tipos mais usuais de propulsão os Motores foguete a Propelente Sólido – MPS, e Motores foguete a Propelente Líquido – MPL. Os propelentes sólidos possuem em sua estrutura tanto o oxidante quanto o combustível necessários para sustentar a reação de combustão que libera energia térmica para o funcionamento do motor. Os motores a propelente sólido têm a vantagem de serem simples e fáceis de operar pela sua facilidade de transportes. Além disso, têm prontidão para rápida utilização; por isso, são muito utilizados em mísseis balísticos (SUTTON e BIBLARZ, 2001). Por outro lado, têm elevado risco de explosão, não podem ser testados preventivamente e possuem impulso específico (Isp) em geral menor que os motores a propelente líquido. (SUTTON e BIBLARZ, 2001) elencam uma vasta lista de vantagens e desvantagens dos MPS. Uma das possibilidades para melhorar a eficiência da combustão MPS e MPL, é a união dos dois modos de combustão, assim o Motores de Propelente Híbrido – MPH. Esses motores utilizam propelentes em diferentes fases. É possível utilizar combustível sólido com oxidante líquido. Essa é a configuração mais usual. Outra configuração utiliza oxidante sólido e combustível líquido. Os MPH tiveram desenvolvimento muito mais lento que os MPS e os MPL por razões que uma grande quantidade de combustível residual não era queimando e propelente possuía baixo carregamento volumétrico, contudo, temos por meados da década de 1930 um desenvolvimento da propulsão híbrida de foguetes. Entretanto durante muito tempo esse tipo de propulsão química não conseguiu competir com as já amplamente utilizadas: sólida e líquida. Todavia, com o passar dos anos diversos pesquisadores (Sutton, 1992; Venugopal et al., 2011; Davydenko et al., 2007 e Evans et al., 2009) mostraram que a propulsão híbrida possui características atrativas, quando comparada aos sistemas de propulsão utilizados convencionalmente que são propelentes (líquido e gasoso), dentre elas:

- Segurança de manuseio, fabricação e armazenamento, devida à separação na armazenagem do combustível e do oxidante, e ao fato de que os combustíveis sólidos utilizados nos motores híbridos serem, geralmente, atóxicos e não perigosos;

- Segurança e controle na operação, que advêm do fato de que a simples interrupção de fornecimento de um dos propelentes é suficiente para um eventual desligamento de emergência do propulsor;
- Confiabilidade, em função da pequena, senão inexistente, dependência da taxa de queima do combustível com a variações na pressão na câmara de combustão e rachaduras, como é o caso dos propelentes sólidos;
- Baixo impacto ambiental quando comparados aos propelentes sólidos e muitos dos propelentes líquidos largamente utilizados, como hidrazina ou tetróxido de nitrogênio;

Paralelamente outras pesquisas, como a de Sutton (1992), mostram que uma das grandes deficiências encontradas nos propulsores híbridos são as baixa taxa de regressão encontrada nos combustíveis habitualmente empregados, as quais culminam nos insuficientes níveis de empuxo, como é o caso do polimetilmetacrilato (PMMA) e o polibutadieno hidroxilado (HTPB).

Tabela 1: Vantagens dos MPH em relação aos MPS e MPL.

Fonte: Adaptado de KARABLEYOGLU (2008).

| Vantagens dos Motores Foguete a Propelente Híbrido | | |
|---|--|---|
| Em relação aos | MPS | MPL |
| Simplicidade | * mais simples quimicamente * tolerante a erros de processamento | * mecanicamente mais simples * tolerante a erros de fabricação |
| Segurança | * menor risco de explosão * possibilidade de cortar o empuxo | * menor risco de incêndio * menos suscetível a ignições problemáticas |
| Desempenho | * maior impulso específico * capacidade de ajuste de empuxo * capacidade de novas ignições | * maior densidade do combustível * fácil adição de aditivos para desempenho (Al, Be) |
| Outros | * menor impacto ambiental | * menor massa de líquidos |

Por conta disso, Karabeyoglu et al. (2001), propuseram e modelaram a utilização de combustíveis sólidos de baixa energia de vaporização à base de parafina. A utilização deste novo tipo de combustível, por sua vez, resultou em taxas de regressão (velocidades de queima) consideravelmente maiores que os combustíveis híbridos convencionais, a configuração do MPH, tem em sua forma a grande recirculação, para assim, ter uma grande mistura e ter a eficiência de queima.

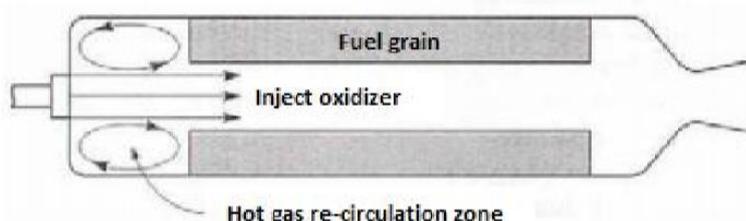


Figura 1: Configuração da pré-câmara favorece a criação de zona de recirculação para os gases quentes e conseqüente melhora na estabilidade de combustão (KHATTAB, 2011).

Baseado em vários trabalhos (Karabeyoglu et al., 2001; Brown e Lydon, 2005; Lee e Tsai, 2009 e Galfetti et al., 2011; Gouvêa e Costa, 2014) que apresentaram resultados referentes à caracterização da taxa de regressão que ocorre com uma chama de difusão macroscópica, e a razão oxidante-combustível varia ao longo do comprimento da porta de combustão enquanto os foguetes sólidos e os líquidos contêm uma mistura de oxidante e combustível na câmara de combustão, o combustível híbrido a ser estudado é à base de parafina e oxidante ozônio e tendo em vista que o conhecimento da velocidade de queima é essencial para a tomada de decisão quanto à escolha do par propelente (pois são diretamente ligados aos níveis de empuxo gerados e ao tempo de queima), Dessa forma, abriu-se a possibilidade de se obter todas as vantagens dos MPH sem o grande inconveniente de grãos combustíveis multiporta. Em muitos casos, um grão cilíndrico com apenas uma porta é suficiente, a depender da aplicação (DORNHEIM, 2003). A descoberta da parafina como combustível de elevada taxa de regressão gerou maior interesse em estudos de MPH por parte da indústria e dos centros de pesquisa.

Portanto, realizou-se neste trabalho uma simulação do desempenho propulsivo de um motor MPH usando a combustão de parafina/oxigênio e ozônio como aditivo, seus parâmetros térmicos e comparar o desempenho teórico da combustão de parafina como oxigênio de oxidante e o Ozônio como aditivo.

PROCEDIMENTO COMPUTACIONAL

O procedimento computacional neste trabalho foi necessário primeiro definir seus parâmetros de entrada, a partir dos quais todos os outros sistemas serão processados como calcular a balística interna. A tabela 2 apresenta alguns dos parâmetros iniciais adotados:

Tabela 2: Parâmetros iniciais do motor.

Fonte: Autor.

| Características do motor | |
|--------------------------|----------|
| Empuxo | 700 [N] |
| Tempo de queima | 5 [s] |
| Pressão na Câmara | 40 [bar] |
| Impulso específico | 237 [s] |

A formulação matemática utilizada para os cálculos da balística interna do motor foi baseada na metodologia apresentada por SUTTON (2010), A taxa de regressão (\dot{r}) é um parâmetro importante no dimensionamento de um propulsor, ela indica o consumo de combustível em função do tempo de queima e pode ser calculada da seguinte maneira:

$$\dot{r} = aG_{ox}^n \quad (1)$$

Onde G_{ox} representa a velocidade do fluxo de massa e a e n são constantes medidas experimentalmente. O empuxo (F) em um foguete pode ser medido da seguinte forma:

$$F = \dot{m}_p v_e + (P_s - P_a)A_s \quad (2)$$

Onde \dot{m} é o fluxo mássico de propelente, v_e a velocidade de exaustão dos gases, P_s e P_a as pressões de saída e pressão ambiente local respectivamente e A_s a área de saída. A velocidade ideal de ejeção v_e é calculada com a equação a seguir:

$$v_e = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma - 1} \frac{R_0 T_c}{M} \left[1 - \left(\frac{P_s}{P_c} \right)^{\gamma-1/\gamma} \right]} \quad (3)$$

Onde γ é o coeficiente isentrópico, R_0 é a constante universal dos gases, M é a massa molar dos gases de combustão ($kg/kg - mol$), T_c é a temperatura de combustão(K) e P_c a pressão na câmara de combustão.

O fluxo mássico de propelente (\dot{m}_p) depende do empuxo, aceleração gravitacional local (g) e do impulso específico (I_{sp}) (característica proveniente do motor e do propelente escolhido).

$$\dot{m}_p = \frac{F}{g I_{sp}} \quad (4)$$

As dimensões do grão combustível podem ser calculadas por meio de uma iteração das equações descritas abaixo em função do tempo de funcionamento do motor (T_q).

$$D_p = \sqrt{\left(\frac{4\dot{m}_p}{\pi G_{ox}} \right)} \quad (5)$$

$$D_{ex} = \left[\left(\frac{a}{1000} \right) (4n + 2) \left(\frac{4\dot{m}_p}{\pi} \right)^n t_q + D_p^{2n+1} \right]^{1/2n+1} \quad (6)$$

$$L_g = \frac{4V_c}{\pi(D_{ex}^2 - D_p^2)} \quad (7)$$

As equações (5), (6) representam o diâmetro da porta de combustão (D_p) e o diâmetro externo do grão (D_{ex}) onde os coeficientes a e n são os mesmos coeficientes empíricos utilizados para o cálculo de \dot{r} e o comprimento do grão respectivamente, a equação (7) refere-se ao comprimento do grão combustível (L_p) onde V_c é o volume do grão combustível. Com todos os parâmetros foi realizado simulação computacional no CEA-NASA (McBride e Gordon, 1996), considerando as condições da tabela 2.

As propriedades dos combustíveis também foi realizado a implementação físico-química da parafina ($C_{20}H_{42}$), Oxigênio(O_2) e do ozônio (O_3).

Tabela 3: Parâmetros iniciais do combustível.

| Propriedades físico-química | | | |
|--------------------------------------|---|---------------------------------|---------------------------|
| | Propelente Parafina ($C_{20}H_{42}$). | Oxidante do Oxigênio (O_2). | Aditivo ozônio (O_3). |
| Densidade (g/cm^3) | 0,79 | 1.141 | 1,66 |
| Massa molar (g/mol) | 282,55 | 15.999 | 47,998 |
| Entalpia de formação (Kj/mol) | 635,3 | 0 | +237,7 |

Assim para ser analisado com a literatura os resultados da taxa de regressão, temperatura, pressão e velocidade sônica onde foi feita a caracterização quantitativa em uma função de todas as variáveis relevantes no processo de operação desse propelente no motor foguete.

As propriedades físico-químicas da parafina não são detalhadas com certa acurácia, por dois motivos principais:

- 1) O combustível é composto por misturas de hidrocarbonetos saturados, não sendo assim, uma substância pura e totalmente caracterizada.
- 2) O desenvolvimento de novos combustíveis é sigiloso.

Um dos objetivos deste trabalho, considerando-se a parafina pura $C_{20}H_{42}$, cujas propriedades, são expostas. Os oxidantes escolhidos para o estudo foram, O_2 gasoso e como aditivo O_3 em concentrações mássicas de 80% e 90%. A Tabela 4 mostra as propriedades do oxidante e do Aditivo.

Tabela 4: Propriedades do Oxidante e do aditivo.

| | O_2 (Liquido) | O_2 (Gasoso) | O_3 |
|----------------------------|-----------------|----------------|-------|
| Densidade(g/cm^3) | 1.141 | 0.266 | 1.66 |
| Temperatura($^{\circ}C$) | -182.96 | 20 | 20 |

A Presença do oxigênio nos dois estados é justificado, por causa da densidade de impulso específico que é injetado na câmara de combustão na fase gasosa à temperatura de $20^{\circ}C$, onde a densidade dele esta relacionada diretamente com a pressão da câmara.

Cálculo dos parâmetros termodinâmicos ao longo do motor.

Para a realização dos cálculos dos parâmetros termodinâmicos utilizou-se as relações isentrópicas descritas abaixo:

$$\frac{P_o}{P_e} = \left(1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2}\right) M_e^2\right)^{\gamma/\gamma-1} \quad (8)$$

$$\frac{T_o}{T_e} = 1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2}\right) M_e^2 \quad (9)$$

As equações acima calculam a pressão de estagnação ($\frac{P_o}{P_s}$) e temperatura de estagnação ($\frac{T_o}{T_s}$), em função do número de Mach (M_e) encontrado na saída do tubo, onde γ representa a razão de calores específicos. Através do número de Mach é possível também calcular as seções transversais do bocal, usando a relação de Área-Mach.

$$\frac{A}{A^*} = \left(\frac{\gamma + 1}{2}\right)^{-\gamma+1/2(\gamma-1)} \frac{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2\right)^{\gamma+1/2(\gamma-1)}}{M_e} \quad (10)$$

Onde A^* representa a área da garganta para o caso adaptado e A a variável para as seções transversais que se deseja avaliar.

RESULTADOS E DISCUSSÃO

A temperatura junto com a pressão tem um papel importante no propulsor, assim gerando altas temperaturas e pressão, neste gráfico é possível observar que os resultados apresentados, mostram que o modelo utilizado no presente trabalho captura qualitativamente a tendência dos resultados assim analisados na literatura, visto que seu alto rendimento na alta temperatura e pressão é apresentado no resultado numérico.

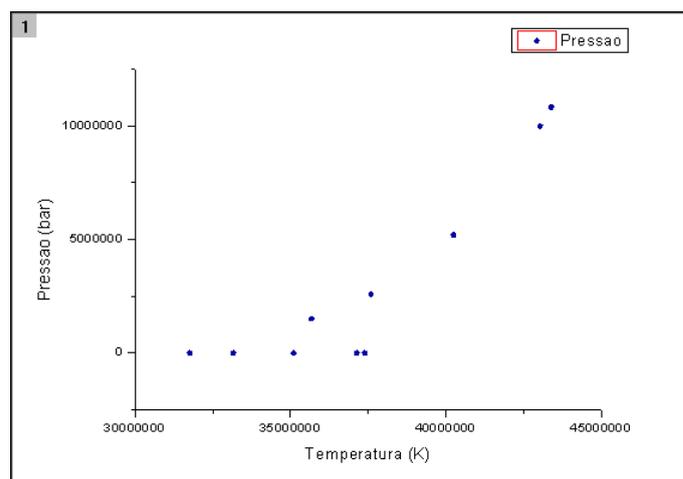


Gráfico 1: Gráfico de temperatura x Pressão.

No gráfico 2, mostra os coeficientes de empuxo da queima de um propulsor queimando parafina com oxigênio assim possuindo três simulações de quantidades de oxigênio assim feito com 20%, 15% e 10% respectivamente.

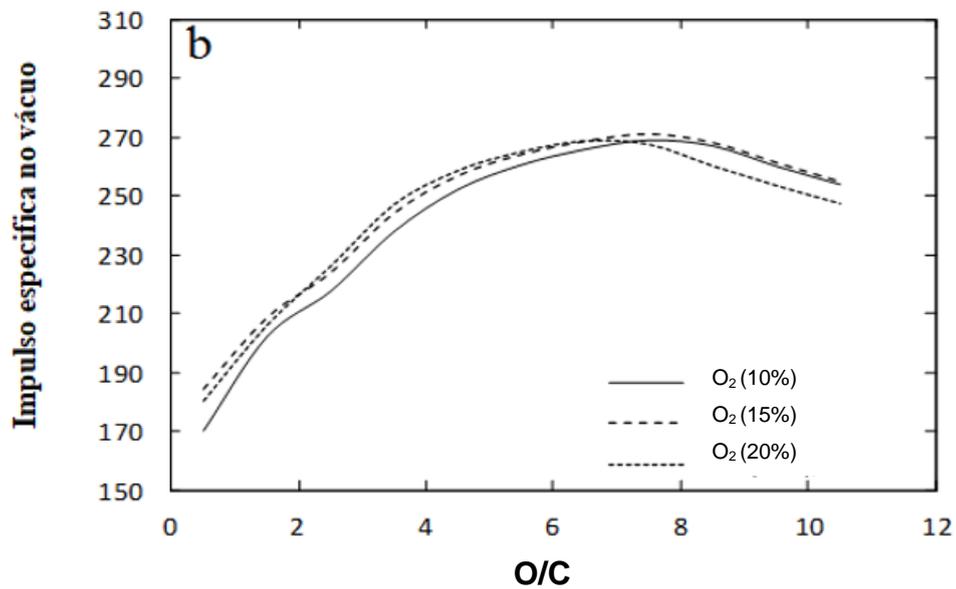


Gráfico 3: Gráfico de impulso específico x Função da razão de mistura.



Gráfico 4: Gráfico da distribuição de número de Mach no motor MPH.

6. CONCLUSÃO

Neste trabalho foram comparados os desempenhos propulsivos simulacionais, para os pares propelentes em sistemas de propulsão híbrida, sendo assim a parafina e o oxigênio, determinando o seu campo de pressão, velocidade de queima e seu coeficiente de empuxo, assim o emprego de oxigênio como oxidante, fornece um ótimo resultado, pelo seu desempenho gerado em comparação com os outros materiais utilizados como HTPB e da HDPE.

A análise partiu do equacionamento utilizado no dimensionamento da balística interna deste tipo de motor. Descreveu-se também brevemente sobre modelos e ajustes utilizados na parte computacional do trabalho, bem como, os parâmetros do motor do combustível.

O desempenho gerado pelo uso de parafina como combustível equiparou-se aos fornecidos pela utilização convencionais, que são combustíveis convencionalmente utilizados em motores foguetes híbridos, com a vantagem de a parafina apresentar taxa de regressão consideravelmente maior. O emprego de O_3 em concentrações maiores ou iguais a 90%, aliado à parafina como combustível mostrou-se adequada ao emprego como propelente em sistemas de propulsão híbrida, sendo, no entanto, é necessário a realização de investigações mais aprofundadas referentes à caracterização, de sua taxa de regressão.

REFERÊNCIAS

BROWN, T. R.; LYDON, M. C., 2005, "**Testing of Paraffin-Based Hybrid Rocket Fuel Using Hydrogen Peroxide Oxidizer**". AIAA Region 5 Student Conference, Wichita, USA. 2005.

Davydenko, N. A.; Gollender, R.G.; Gubertov A.M.; Mironov, V.V.; Volkov. N.N., 2007, "**Hybrid rocket engines: The benefits and prospects**". Aerospace science and technology, v. 11, n. 1, p. 55-60

EVANS, B.; BOYER, E.; KUO, K.K., 2009, "**Hybrid rocket investigations at Penn State University's High Pressure Combustion Laboratory: Overview and recent results**", AIAA 2009-5349.

GOUVÊA, L. H.; VIEIRA, R.; COSTA, F. S.. **Performance de propulsores híbridos utilizando parafina e peróxido de hidrogênio**. In: IV Congresso Nacional de Engenharia Mecânica (CONEM). 2006.

GOUVÊA, L. H.; DE SOUZA COSTA, F.. **INVESTIGAÇÃO TEÓRICA DO DESEMPENHO PROPULSIVO DE PROPELENTES HÍBRIDOS**. In: VII Congresso Nacional de Engenharia Mecânica (CONEM). 2014.

KARABEYOGLU, M. A.; CANTWELL, B. J.; ALTMAN, D., 2001, "**Development and testing of paraffin-based hybrid rocket fuels**". AIAA paper, v. 4500.

SUTTON, G. P., 1992, "**Rocket propulsion elements: An introduction to the Engineering of rockets**". New York: Wiley.

TSUJIKADO, N.; ISHIHARA, A., 2005, "**90% Hydrogen Peroxide/Polyethylene Solid Fuel Hybrid Rocket Engine**". AIAA Paper, v. 4091, p. 10-13.

VENUGOPAL, S.; RAJESH, K. K.; RAMANUJACHARI, V., 2011, "**Hybrid Rocket Technology**". Defence Science Journal, v. 61, n. 3.

FAROKHI, S. **Aircraft Propulsion**, 2 ed. Kansas: Wiley, 2014