

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

George Stephane Queiroz de Oliveira, Georgeoliveira.ufpa@gmail.com¹

João Lucas Lobato Soares, Soaresjoao974@gmail.com¹

Paola Evelyn Costa Baia, Paolabaia@hotmail.com¹

Rene Francisco Boschi Gonçalves, renefbg@gmail.com²

¹Universidade Federal do Pará (UFPA),

²Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA),

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-chave: Propelentes híbridos, Parafina, Ozônio, CEA-NASA.

1. INTRODUÇÃO

O desenvolvimento da propulsão híbrida de foguetes iniciou-se em meados da década de 1930, 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 advém 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 as 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).

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.

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 contem 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), realizou-se neste trabalho uma simulação do desempenho propulsivo da combustão da parafina e do oxigênio com ozônio como aditivo propelentes híbridos.

2. PROCEDIMENTO COMPUTACIONAL

Procedimento Experimental (ou Procedimento Computacional)

Neste trabalho para alcançar o objetivo na qual era almejado foi realizada simulação computacional no CEA-NASA (McBride e Gordon, 1996), considerando seguinte condição.

1. Pressão de câmara = 60 bar
2. Temperatura inicial do par propelente = 300k

Sabendo destas propriedades também foi necessário a implementação físico-química da parafina ($C_{20}H_{42}$), Oxigênio(O_2) e do ozônio (O_3).

Propriedades físico-química do propelente parafina ($C_{20}H_{42}$).

1. Densidade(g/cm^3) = 0,79
2. Massa molar (g/mol) = 282,55
3. Entalpia de formação(Kj/mol) = -635,3

Propriedade físico-química do oxidante do Oxigênio (O_2).

1. Densidade(g/cm^3) = 1.141
2. Massa molar (g/mol) = 15.999

Propriedade físico-química do aditivo ozônio (O_3).

1. Densidade(g/cm^3) = 1,66
2. Massa molar (g/mol) = 47,998
3. Entalpia de formação(Kj/mol) = +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.

3. PROPELENTES

3.1. Combustível.

As propriedades físico-químicas da parafina não são detalhadas, 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 é comparar o desempenho teórico da combustão de parafina como oxigênio oxidantes e o Ozônio como aditivo, considerando-se a parafina pura $C_{20}H_{42}$, cujas propriedades, são expostas

C ₂₀ H ₄₂	Densidade (g/cm^3)	0.79
	Massa molar (g/mol)	282.55
	Entalpia de formação (Kj/mol)	-635.3

Tabela 1. Propriedades da parafina $C_{20}H_{42}$

3.2. Oxidantes

Os oxidantes escolhidos para o estudo foram, O_2 gasoso e como aditivo O_3 em concentrações mássicas de 80 e 90%. A Tabela 2 mostra as propriedades do oxidante e do Aditivo.

	O ₂ (Líquido)	O ₂ (Gasoso)	O ₃
Densidade(g/cm ³)	1.141	0.266	1.66
Temperatura(°C)	-182.96	20	20

Tabela 2. Propriedades Oxidantes e aditivo.

A Presença do oxigênio é justificado, por causa da densidade de impulso específico que é injetado na câmara de combustão na fase gasosa à temperatura de 20°C , onde a densidade dele esta relacionada diretamente com a pressão da câmara.

4. PROPRIEDADES DE DESEMPENHO.

A escolha dos combustíveis a ser empregado em um sistema propulsivo envolve muitos fatores que podem ser interdependentes, cabendo citar:

- Custo: investimentos necessários para produção, manuseio e armazenamento do propelente;
- Segurança: toxicidade, riscos de explosão e impactos ambientais;
- Complexidade de operação: necessidade de sistemas de pressurização e ignição, válvulas, controles e linhas de alimentação.

Os parâmetros de desempenho usados para comparação de sistemas propulsivos são:

- Velocidade característica - indica a eficiência de combustão e a qualidade do projeto da câmara;
- Coeficiente de empuxo – indica a eficiência da tubeira;

$$\rho k p_{vac} = \frac{1 + O/C}{O/C / \rho_{ox} + 1 / \rho_c} k p_{vac} \quad (1)$$

5. 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.

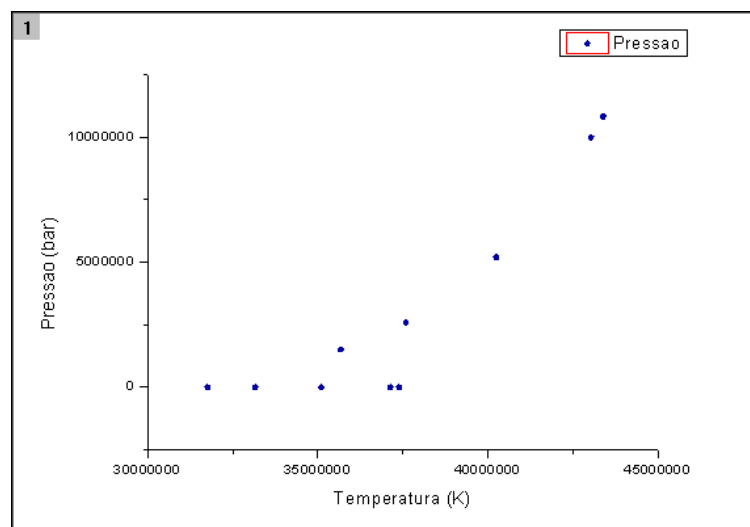


Figure 1: Gráfico de temperatura x Pressão.

Na figura 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.

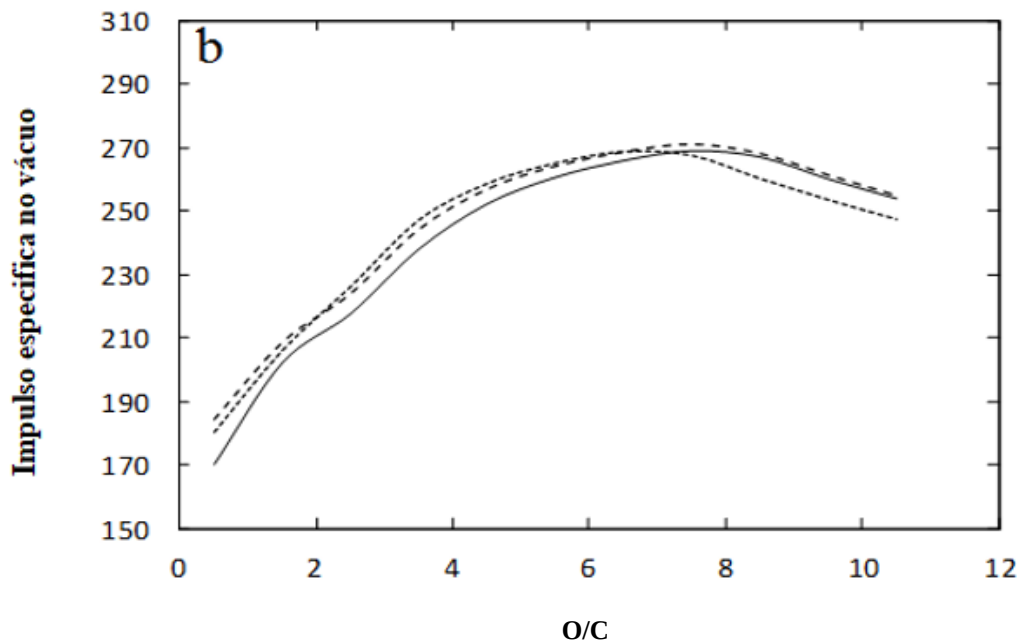


Figura 2: Gráfico de impulso específico x Função da razão de mistura.

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 a utilização de HTPB e da HDPE.

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_2 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.

7. AGRADECIMENTOS

Agradecimento ao Grupo PET MECÂNICA (Programa Educação Tutorial). Da Engenharia Mecânica.

8. REFERÊNCIAS

- [1] 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.
- [2] 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
- [3] 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.
- [4] 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.
- [5] GOUVÊA, L. H.; DE SOUZA COSTA, F.. INVESTIGAÇÃO TEÓRICA DO DESEMPENHO PROPULSIVO DE PROPELENTES HÍBRIDOS. In: VII Congresso Nacional de Engenharia Mecânica (CONEM). 2014.
- [6] KARABEYOGLU, M. A.; CANTWELL, B. J.; ALTMAN, D., 2001, "Development and testing of paraffin-based hybrid rocket fuels". AIAA paper, v. 4500.

- [7] SUTTON, G. P., 1992, "Rocket propulsion elements: An introduction to the Engineering of rockets". New York: Wiley.
- [8] TSUJIKADO, N.; ISHIHARA, A., 2005, "90% Hydrogen Peroxide/Polyethylene Solid Fuel Hybrid Rocket Engine". AIAA Paper, v. 4091, p. 10-13.
- [9] VENUGOPAL, S.; RAJESH, K. K.; RAMANUJACHARI, V., 2011, "Hybrid Rocket Technology". Defence Science Journal, v. 61, n. 3.

9. RESPONSABILIDADE AUTORAL

"Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo deste trabalho".

SIMULATIONAL ANALYSIS OF THE PROPULSIVE PERFORMANCE OF THE HYBRID PROPELLANT BASED ON PARAFFIN AS A FUEL AND OZONE (O₃) AS ADDITIVE AND OXYGEN (O₂) AS OXIDIZER.

George Stephane Queiroz de Oliveira, Georgeoliveira.ufpa@gmail.com¹

João Lucas Lobato Soares, Soaresjoao974@gmail.com¹

Paola Evelen Costa Baia, Paolabaia@hotmail.com¹

Rene Francisco Boschi Gonçalves, renefbg@gmail.com²

¹Universidade Federal do Pará (UFPA),

²Instituto 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.