



Comparação da Performance de Bipropelentes Verdes

Performance Comparison of Green Bipropellants

José Raimundo da Silva Junior¹, Fernando de Souza Costa²

¹Universidade Estadual Paulista, Campus de Guaratinguetá, SP, Brasil

²Laboratório de Combustão e Propulsão, Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, Cachoeira Paulista, SP, Brasil

raimundo.silva@unesp.br

Os propelentes apresentam uma influência significativa no desempenho dos sistemas propulsivos espaciais. Propelentes não tóxicos e de baixo impacto ambiental, os chamados propelentes “verdes” ou “green propellants”, estão sendo testados em vários países. Esse trabalho compara os impulsos específicos de diferentes pares propelentes “verdes” com razões de equivalência na faixa de 0,5 a 2,0 e pressões na câmara de 50, 100 e 200 bar. O código CEA2 NASA 2004 foi utilizado para obtenção de dados teóricos da combustão de H₂ líquido e O₂ líquido, CH₄ líquido e O₂ líquido, C₃H₆ e N₂O saturados, misturas de etanol gelificado com alumínio e O₂ líquido e ADN + HTPB.

Palavras-chave: Impulso específico, Bipropelentes, Altas pressões

1. Introdução

Sistemas de propulsão podem empregar diferentes fontes de energia para a geração de empuxo, por exemplo, energia nuclear, solar, elétrica e química. Os sistemas de propulsão química permitem a obtenção de empuxos elevados ($\sim 10^6$ N) e altas velocidades de exaustão (~ 5000 m/s), sendo essenciais para o lançamento de cargas úteis em órbita e para a execução de grandes transferências orbitais em tempo reduzido.

Os sistemas propulsivos químicos podem utilizar propelentes gasosos, líquidos, gelificados, sólidos, híbridos, emulsificados e outros (SUTTON e BIBLARZ, 2001). Podem ser também classificados em sistemas monopropelentes, bipropelentes ou multipropelentes. Os bipropelentes líquidos apresentam os maiores empuxos e altas velocidades de exaustão e, portanto, fornecem os maiores impulsos específicos. O impulso específico é a razão entre o impulso fornecido e o peso de propelente gasto durante o disparo do propulsor. O impulso específico é aproximadamente igual à velocidade de exaustão dos produtos da combustão dividida pela aceleração padrão da gravidade ($9,8065$ m/s²). Muitas vezes considera-se o impulso específico igual à própria velocidade de exaustão. Novos propelentes estão sendo avaliados por diferentes empresas ou centros espaciais ao redor do mundo, buscando-se menor impacto ambiental e maior performance propulsiva, isto é, maiores valores de impulso específico, com elevadas pressões. Deste modo o objetivo do presente trabalho é avaliar e comparar o desempenho teórico de alguns bipropelentes de baixo impacto ambiental e reduzida toxicidade, bem como comparar os resultados com os dados para um bipropelente convencional



(MMH + NTO), para uma ampla faixa de razão de equivalência. Os bipropelentes analisados foram hidrogênio líquido (LH₂) e oxigênio líquido (LO₂), metano líquido (LCH₄) e oxigênio líquido (LO₂), MMH (CH₆N₂) e tetróxido de nitrogênio (NTO), propileno (C₃H₆) e óxido nítrico (N₂O), misturas de etanol gelificado (C₂H₅OH) com partículas de alumínio (Al) e oxigênio líquido (LO₂) e misturas de dinitramida de amônio - ADN (N₄H₄O₄) com polibutadieno hidroxilado - HTPB [C₁₀H_{15,4}O_{0,07}]*n*.

2. Metodologia

A determinação do impulso específico dos diferentes pares propelentes foi realizada com o emprego da rotina ROCKET do programa CEA2 NASA (2004) (MCBRIDE e GORDON, 1996). Para o cálculo do impulso específico emprega-se a primeira lei da termodinâmica ao longo da tubeira do propulsor:

$$v_e = \sqrt{2(h_c - h_e)} \quad (1)$$

onde v_e é a velocidade de exaustão, aqui considerada como o impulso específico, h_c é a entalpia dos propelentes na câmara e h_e é a entalpia dos produtos da combustão na seção de saída da tubeira.

Adotou-se uma tubeira com razão de expansão 100 com expansão perfeita dos produtos da exaustão, considerando-se a faixa de razão de equivalência $0,5 < \phi < 2,0$ e pressões na câmara do propulsor de 50, 100 e 200 bar.

A rotina ROCKET considera que os produtos da combustão são gases perfeitos e termicamente perfeitos e encontram-se em equilíbrio químico na câmara de combustão. O equilíbrio é atingido quando a variação da energia livre de Gibbs da mistura de produtos é nula (SILVA-JUNIOR, 2021). Utiliza-se a técnica dos multiplicadores de Lagrange para garantir a conservação dos átomos na reação (WOISKI, 2014). O método de Newton-Raphson em várias dimensões é adotado na solução do sistema de equações não lineares resultante (SKAFLESTAD, 2003). A área da seção transversal da câmara é considerada infinita e, portanto, a velocidade dos propelentes e produtos é igual a zero na câmara. Admite-se que o escoamento de produtos ao longo da tubeira esteja em equilíbrio e que seja adiabático, sem atrito e unidimensional.

3. Resultados

A Figura 1 apresenta os resultados para hidrogênio e oxigênio líquidos, armazenados a 20,27 K e 90,17 K, respectivamente.

Os impulsos específicos teóricos para queima de LH₂ e LO₂ variaram de 3294 a 4472 m/s, aumentando significativamente de $\phi = 0,5$ até $\phi \sim 1,4$ e ficaram aproximadamente estáveis até $\phi = 2$, o último valor analisado, para todas as pressões consideradas. Não houve influência significativa da pressão na câmara sobre os impulsos específicos calculados. Portanto, misturas ricas, com excesso de hidrogênio são mais indicadas para se manter o impulso específico em um patamar elevado. Todavia as densidades de LH₂ e LO₂ são baixas o que torna necessário o uso de tanques grandes e pesados.

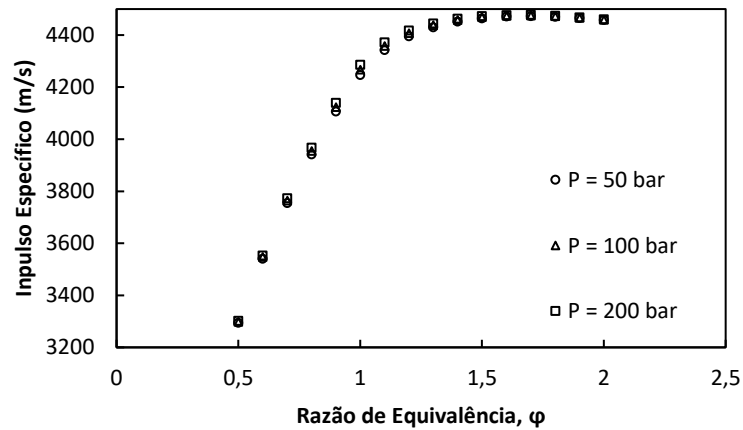


Figura 1: Impulso específico para a queima de LH₂ e LO₂.

A Figura 2 mostra os resultados para metano e oxigênio líquidos, armazenados a 111,64 K e 90,17 K, respectivamente.

Os impulsos específicos teóricos para queima de LCH₄ e LO₂ variaram de 2906 a 3635 m/s na faixa considerada. Há uma redução significativa do impulso específico para misturas ricas e pobres, diferentemente do caso do LH₂ e LO₂ que apresentou pouca variação para misturas ricas. O valor máximo ocorreu com $\phi = 1,1$ para 50 e 200 bar de pressão e por volta de $\phi = 1,2$ para 100 bar de pressão na câmara, ou seja, próximo à estequiometria. No entanto, a influência da pressão na câmara não foi, em geral, significativa. Os impulsos específicos máximos calculados para LCH₄ e LO₂ foram em torno de 800 m/s menores que os obtidos para LH₂ e LO₂, no entanto a densidade do metano líquido saturado é cerca de 422 kg/m³ a -162 °C, bem superior à densidade do hidrogênio líquido saturado de 71 kg/m³ a 20,27 K, o que reduz de forma significativa o volume e a massa do tanque de combustível.

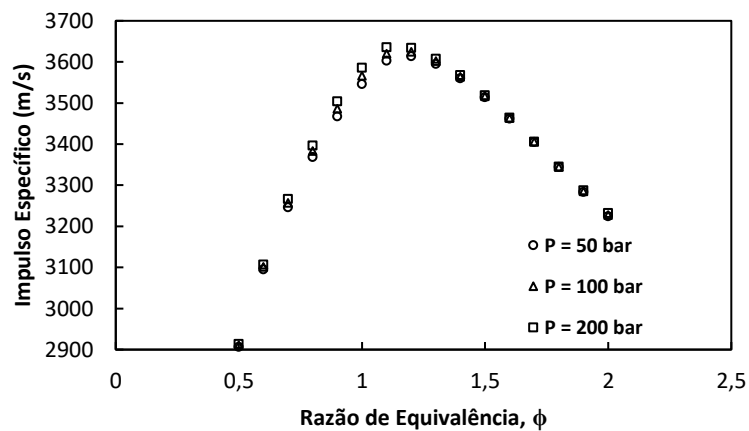


Figura 2: Impulso específico para queima de LCH₄ e LO₂.



A Figura 3 mostra os resultados para mono-metil-hidrazina e tetróxido de nitrogênio, ambos armazenados a 298,15 K.

O impulso específico para queima de CH_6N_2 (MMH) e N_2O_4 (NTO) varia de 2704,4 a 3364,6 m/s, com máximo em $\phi = 1,1$ para todas as pressões estudadas. Misturas ricas e pobres apresentam redução significativa de impulso específico. Os valores alcançados são menores que os atingidos pelas misturas de LCH_4 e LO_2 e, portanto, bem menores que os impulsos específicos das misturas de LH_2 e LO_2 . As densidades do MMH e NTO são, respectivamente, $0,8765 \text{ kg/m}^3$ e $1,447 \text{ kg/m}^3$.

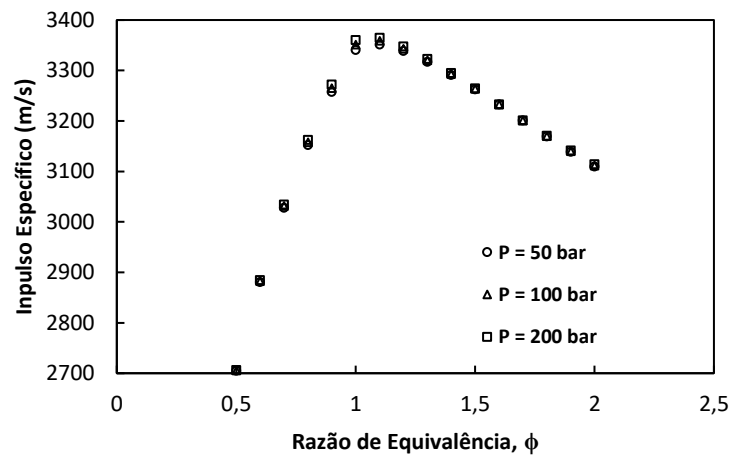


Figura 3: Impulso específico para queima de MMH e N_2O_4 .

A Figura 4 mostra os resultados para propileno e óxido nítrico, ambos armazenados a 298,15 K.

O impulso específico para queima de C_3H_6 e N_2O varia de 2710,3 a 3146,7 m/s, com máximo por volta de $\phi = 1,1$ para todas as pressões estudadas. As densidades do propileno e do óxido nítrico nas condições de saturação são 550 kg/m^3 a 300 bar e 730 kg/m^3 a 298 K.

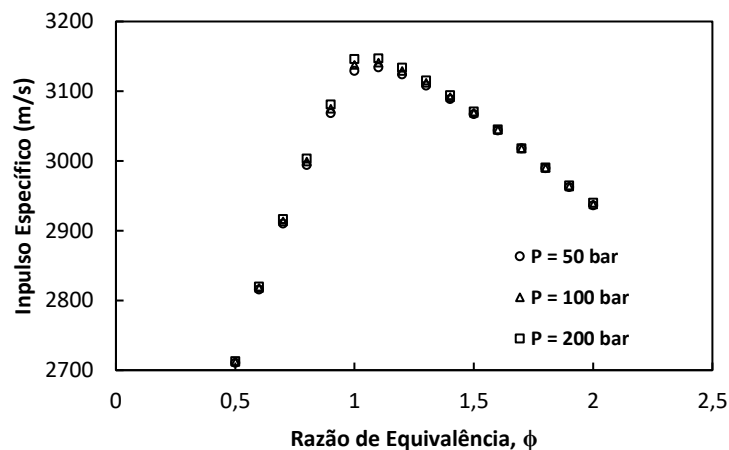


Figura 4: Impulso específico para queima de C_3H_6 saturado e N_2O saturado.



A Figura 5 mostra os resultados para misturas de etanol gelificado com alumínio, e oxigênio líquido, armazenados a 298,15 K e 90,17 K, respectivamente.

Propelentes gelificados apresentam maior segurança de manuseio e não produzem vazamentos. Além disso, permitem a adição de partículas metálicas em suspensão, possibilitando assim aumentar o desempenho propulsivo. Foram consideradas frações molares de 0, 10, 20 e 30 % em massa de partículas de alumínio no combustível (etanol gelificado).

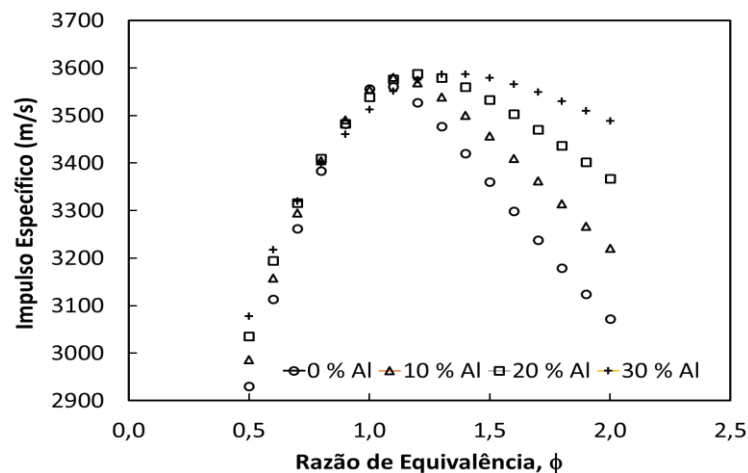


Figura 5: Impulso específico para queima de misturas de C_2H_5OH gelificado + alumínio com oxigênio líquido, para pressão de câmara de 200 bar.

Como esperado, o impulso específico máximo ocorre próximo à estequiometria, por volta de $\phi = 1,1$, similar aos demais bipropelentes analisados. A adição de alumínio ao etanol gelificado permite aumentar significativamente o impulso específico, especialmente para misturas ricas. O valor máximo de impulso específico é deslocado em direção a misturas mais ricas à medida que alumínio é adicionado ao etanol gel. Assim, é necessário menos oxidante por mol de combustível para que a reação atinja o impulso específico máximo. É necessário menos LO_2 para se obter um melhor desempenho propulsivo e também há um aumento da densidade média dos propelentes.

A Figura 6 mostra os resultados para ADN (oxidante) e HTPB (combustível), armazenados a 298,15 K.

Pode-se notar que os perfis de impulso específico para a queima de ADN e HTPB são aproximadamente lineares para misturas pobres e ricas, com um pico na condição estequiométrica, $\phi = 1$. Não há qualquer influência da pressão na câmara sobre o impulso específico. No entanto deve-se observar que o empuxo obtido por um propulsor é proporcional à pressão na câmara, ou seja, quanto maior a pressão de câmara maior o empuxo obtido.

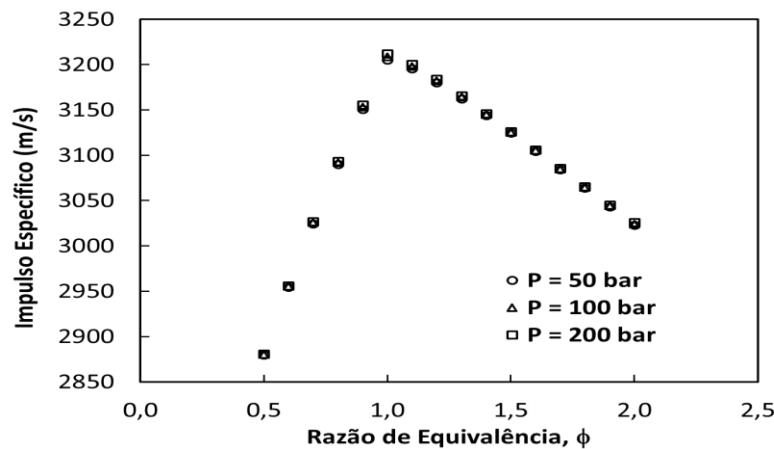


Figura 6: Impulso específico para queima de HTPB e ADN.

5. Conclusões

Neste trabalho foram determinados os impulsos específicos para diversos bipropelentes verdes (green propellants) empregando-se o código CEA2-NASA. O par $\text{LH}_2 + \text{LO}_2$ é o que apresentou o maior impulso específico, no entanto como apresenta a menor densidade de armazenamento dentre os propelentes considerados, requer maior massa de tanques o que reduz a eficiência de massas do sistema propulsivo. Os pares $\text{LCH}_4 + \text{LO}_2$ e etanol gel + LO_2 apresentaram impulsos específicos máximos similares, porém o último apresenta maior densidade, especialmente se contar com a adição de partículas de alumínio. Quanto maior o teor de alumínio maior o impulso específico, especialmente no caso de misturas não estequiométricas. O par $\text{MMH} + \text{N}_2\text{O}_4$ apresentou impulso específico menor que os propelentes criogênicos e que o etanol gel + LO_2 , porém como MMH e N_2O_4 são propelentes com maior densidade que os criogênicos eles requerem uma menor massa de tanques. O par $\text{C}_3\text{H}_6 + \text{N}_2\text{O}$ apresentou os menores impulsos específicos, juntamente com $\text{ADN} + \text{HTPB}$. No entanto o propileno e o óxido nítrico podem ser armazenados em condições de saturação, eliminando-se a necessidade de um sistema de pressurização. O par $\text{ADN} + \text{HTPB}$ pode ser usado como propelente sólido o que implica, em geral, numa maior densidade que os líquidos. Um programa de equilíbrio químico, baseado na minimização direta da energia livre de Gibbs e escrito na linguagem Python, encontra-se atualmente em desenvolvimento e poderá ser aplicado na determinação do impulso específico de propelentes de foguetes.

Agradecimentos

Os autores agradecem ao CNPq (conselho nacional de desenvolvimento científico e tecnológico) e ao INPE (Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais) pela concessão de uma bolsa de iniciação científica ao primeiro autor.



Referências

SILVA-JUNIOR, J. R. **Programa de equilíbrio químico para aplicações em combustão e propulsão.** INPE. Cachoeira Paulista, p. 34. 2021. (<http://urlib.net/rep/8JMKD3MGP3W34T/457RSAH>).

MCBRIDE, B. J.; GORDON, S. **Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Composition and Application.** [S.l.]: NASA Reference Publication, 1996.

SKAFLESTAD, B. Newton's method for systems of non-linear equations, out. 2003.

SUTTON, G. P.; BIBLARZ, O. **Rocket propulsion elements.** 7ª. ed. [S.l.]: John Wiley and Sons, 2001.

WOISKI, E. R. **Termodinâmica Computacional.** Ilha Solteira: [s.n.], v. 5, 2014.