

# Projeto de um Propulsor Eletrotérmico usando Propileno

**Eduardo Seiji Suguimoto Miyazato Ferrer <sup>1</sup>, Fernando de Souza Costa <sup>2</sup>**

<sup>1</sup>Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, Cachoeira Paulista, SP, Brasil

Iniciação Científica de Ciência no Laboratório de Combustão e Propulsão - LCP.

<sup>2</sup> Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, Cachoeira Paulista, SP, Brasil

eduardo.seiji@usp.br

---

**Resumo.** *Este trabalho descreve o projeto inicial de um protótipo de propulsor eletrotérmico empregando propileno como propelente visando aplicação em correção de órbita e controle de atitude de pequenos satélites. O propileno é um propelente verde autopressurizado que apresenta baixa toxicidade e reduzido impacto ambiental. Um modelo teórico simplificado do escoamento foi implementado para determinação da temperatura do gás aquecido, do impulso específico ótimo e o empuxo teórico considerando-se diferentes potências de aquecimento e vazões mássicas do propelente.*

---

**Palavras-chave:** Propulsão, Resistor, Satélites.

## 1. Introdução

O setor espacial vem apresentando um significativo crescimento em diversos países ao longo dos últimos anos, seja através de iniciativas governamentais ou por meio de empresas privadas, configurando-se a chamada Nova Corrida Espacial. No setor público, podem ser destacadas as agências espaciais americana (NASA), a russa (ROSCOSMOS), a europeia (ESA), a japonesa (JAXA), a chinesa (CNSA) e a indiana (ISRO). Já no setor privado, existem diversas companhias atuando em atividades espaciais, muitas em parceria com o setor público, e que vêm revolucionando e barateando as tecnologias espaciais. Podem ser destacadas as empresas *SpaceX*, *Rocket Lab*, *Relativity Space* e *Pion Labs*, sendo esta última brasileira.

O grande interesse na área provém da sua importância científica, tecnológica e estratégica: do ponto de vista científico, o setor aeroespacial permite a realização de experimentos em ambiente de microgravidade, monitoramento da Terra e exploração de outros corpos celestes; do ponto de vista tecnológico, ele impulsiona fortemente o desenvolvimento de novas tecnologias que são posteriormente aplicadas nas mais diversas áreas (*spin-offs*) e do ponto de vista estratégico, ele é peça chave na área de monitoramento e defesa de um país,

especialmente os de dimensões continentais, caso do Brasil.

Nesse contexto, os satélites desempenham um papel de elevada e crescente importância, permitindo realizar o monitoramento da Terra (desmatamento, queimadas, derretimento de geleiras, desastres naturais), fornecer sistemas de posicionamento (*GPS*, *GLONASS*), prover comunicações e internet de baixa latência (*Starlink*).

Dentre os vários sistemas que compõem um projeto espacial, o responsável pela propulsão desempenha papel chave numa missão: em um veículo lançador, ele é responsável por realizar a ascensão da nave ou satélite para além da atmosfera e, se necessário, realizar a inserção para a órbita desejada; numa espaçonave, ele é responsável por realizar as manobras necessárias para executar a missão planejada e, num satélite, ele é responsável pelas manobras de correção de órbita, mudança de órbita e controle de atitude. Sem o sistema de propulsão funcionando corretamente, o satélite pode ter a sua vida útil encurtada significativamente ou mesmo não ser capaz de realizar a sua missão.

Há inúmeros sistemas de propulsão que podem ser classificados sob diferentes aspectos (SUTTON & BIBLARZ, 2017) e (HILL & PETERSON, 2015). Podem ser classificados de acordo com a fonte de energia empregada em sistemas de propulsão química, nuclear, elétrica, solar, a laser, etc. Os sistemas de propulsão química por sua vez podem ser classificados segundo o estado físico dos propelentes em sistemas propulsivos a propelentes sólidos, líquidos, híbridos, a gás frio, gelificados, emulsionados, lamosos e outros. Os sistemas de propulsão elétrica podem ser classificados em eletrotérmicos, eletrostáticos e eletrodinâmicos. Os sistemas de propulsão química podem também ser classificados conforme o número de propelentes empregados em monopropelentes, bipropelentes e multipropelentes. Os sistemas de propulsão em geral podem ser classificados de acordo com a aplicação em propulsão primária e propulsão secundária ou em termos de missão espacial em propulsão interorbital, interplanetária ou Terra-Órbita, etc.

Os propulsores eletrotérmicos podem fornecer impulsos específicos superiores aos sistemas propulsivos químicos monopropelentes usualmente empregados em satélites. O impulso específico é um parâmetro propulsivo que mede a eficiência do propulsor, consistindo na razão entre o impulso total e o peso de propelente ejetado. Além disso, os propulsores eletrotérmicos apresentam relativa simplicidade construtiva e operacional, baixo custo e confiabilidade. Adicionalmente têm massa e volume reduzidos em comparação a outros sistemas elétricos e pode-se controlar o empuxo e o impulso específico através do controle da vazão e do fornecimento de energia ao propelente.

O funcionamento dos propulsores eletrotérmicos baseia-se na adição de energia térmica ao propelente por meios elétricos. Essa energia na forma de entalpia é convertida em energia cinética de exaustão quando o propelente passa pela tubeira do propulsor. O aquecimento pode ser feito de diversas formas, por exemplo, mediante uma resistência elétrica (resistojatos), por descargas elétricas (arcojatos) e por radiação de alta frequência ou descargas elétricas sem eletrodo. Além disso, pode haver a decomposição catalítica do propelente com posterior aquecimento dos gases (propulsores catalíticos aumentados).

Este trabalho visa apresentar o projeto inicial de um protótipo de propulsor eletrotérmico empregando propileno como propelente visando aplicação em correção de órbita e controle de atitude de pequenos satélites. O propileno é um propelente verde autopressurizado que

apresenta baixa toxicidade e reduzido impacto ambiental. Um modelo teórico simplificado é usado para estimar a temperatura do gás aquecido e o impulso específico (razão entre o impulso e peso de propelente usado) com expansão perfeita no vácuo considerando diferentes potências de aquecimento e vazões mássicas do propelente.

## 2. Metodologia

### 2.1 Propelente

O propelente escolhido é o propileno, também denominado propeno, por ser auto-pressurizável, com pressão de saturação próxima de 12 bar a 298 K, por apresentar baixo custo, ampla disponibilidade e bom desempenho propulsivo. O uso de um propelente auto-pressurizado evita a necessidade de um sistema de pressurização separado e torna o sistema propulsivo menos complexo e mais barato, leve e confiável.

### 2.2 Modelo simplificado do escoamento no propulsor

Um modelo teórico analítico simplificado do escoamento no propulsor eletrotérmico foi desenvolvido com base nas equações de balanço de massa, quantidade de movimento e energia para determinação da temperatura do gás aquecido e do impulso específico do propulsor (BORGNAKKE & SONNTAG, 2013). Foi considerado um escoamento unidimensional permanente de gás inerte com troca de calor e sem atrito ao longo do trocador de calor, escoamento isentrópico ao longo da tubeira e foram desprezadas as variações de energia cinética do gás.

Um esquema do escoamento no propulsor é mostrado na Figura 1.

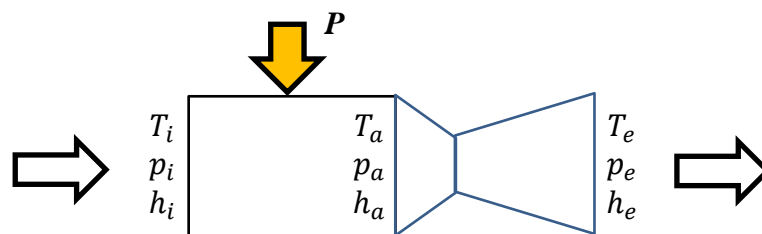


Figura 1 – Esquema do escoamento no propulsor.

A primeira lei da termodinâmica aplicada ao trocador de calor fornece:

$$h_i + \frac{P}{\dot{m}} = h_a \quad (1)$$

onde  $h$  é entalpia,  $P$  é potência fornecida,  $\dot{m}$  é a vazão mássica, o subscrito  $i$  indica condições na entrada da câmara e o subscrito  $a$  designa condições na saída do trocador de calor.

Considerando um gás perfeito e caloricamente perfeito, com  $h = c_p T$ , onde  $T$  é a temperatura e  $c_p$  é o calor específico do gás, escreve-se:

$$T_a = T_i + \frac{P}{c_p \dot{m}} \quad (2)$$

Uma vez determinada a temperatura de aquecimento em função da potência fornecida e da vazão mássica do propelente, pode-se estimar o impulso específico,  $I_{sp}$ , do propulsor por:

$$I_{sp} = \frac{1}{g_0} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} RT_a \left[ 1 - \left( \frac{p_e}{p_a} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \right]} \quad (2)$$

onde  $R$  é a constante do gás,  $g_0 = 9,8065 \text{ m/s}^2$  é a aceleração da gravidade padrão,  $p_e$  é a pressão na saída da tubeira,  $\gamma$  é a razão de calores específicos e  $p_a$  é a pressão na câmara do propulsor.

O impulso específico ótimo é calculado admitindo-se a expansão do gás no vácuo, isto é,  $p_e = 0$ , resultando:

$$I_{sp_{ótimo}} = \frac{1}{g_0} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} RT_a} \quad (2)$$

As Figuras 2, 3 e 4 mostram, respectivamente, a temperatura do gás aquecido, o impulso específico ótimo e o empuxo teórico para diferentes potências de aquecimento e vazões mássicas do propelente.

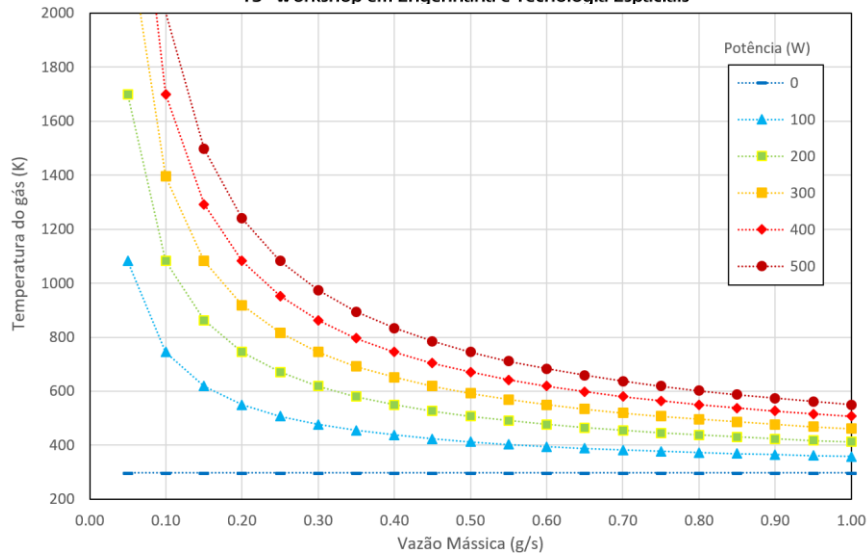


Figura 2 – Temperatura do gás aquecido.

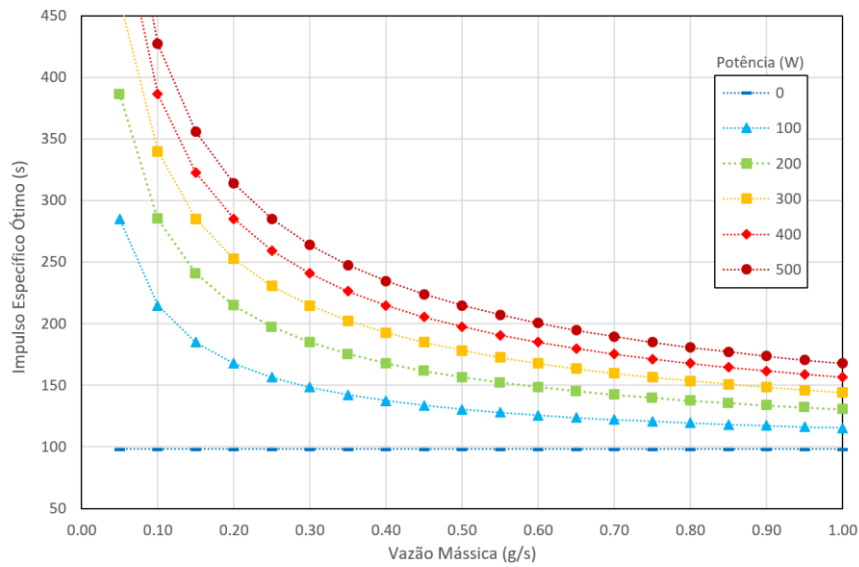


Figura 3 – Impulso específico ótimo.

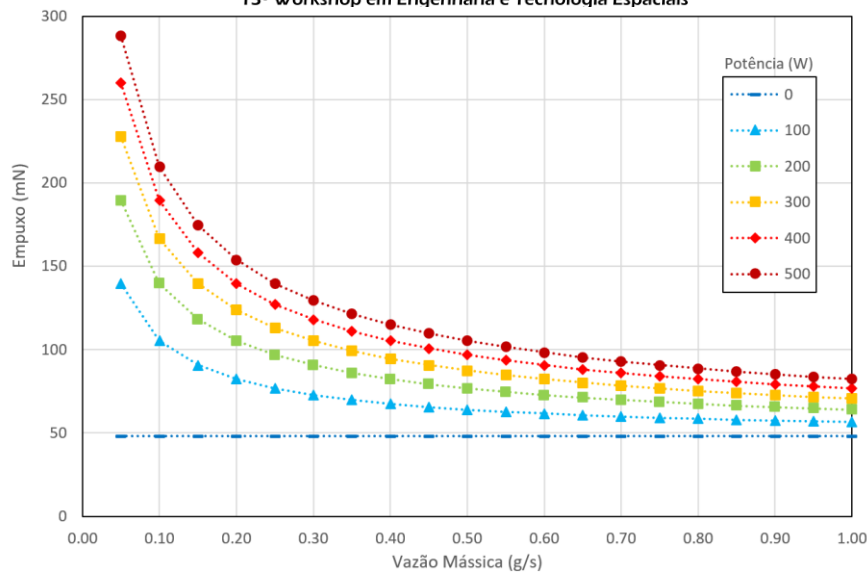


Figura 4 – Empuxo teórico.

### 2.3 Projeto do Propulsor

O propulsor é constituído de um trocador de calor e de uma tubeira cônica com razão de expansão 5 para testes em laboratório ou com razão de expansão 100 para operação em vácuo. A massa e o comprimento da câmara e tubeira devem ser minimizados.

Considera-se uma pressão máxima na câmara de 10 bar, temperatura máxima do gás aquecido de 2000 K e potência de aquecimento máximo de 500 Watts.

O trocador de calor será composto de uma resistência em cartucho circundada por canais concêntricos. A área de contato e a diferença de temperatura entre gás e aquecedor deverão ser maximizados. Os projetos do trocador de calor e do propulsor estão sendo realizados com ajuda de um *software* livre de CAD. A Figura 4 mostra uma vista computacional em corte preliminar do propulsor.

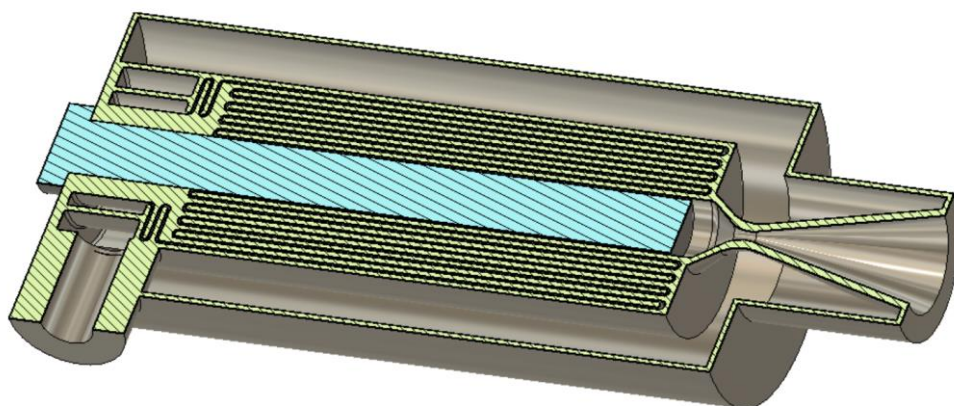


Figura 4 - Vista computacional em corte preliminar do propulsor.

O propulsor deverá ser fabricado por manufatura aditiva devido à complexidade da geometria. A Figura 5 mostra alguns exemplos de resistojetos fabricados por manufatura aditiva.

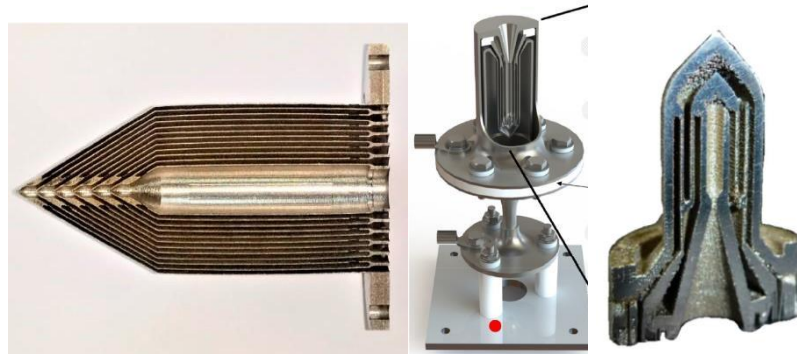


Figura 5 - Exemplos de resistojetos fabricados por manufatura aditiva de metal. a) Trocador de calor de *inconel* (CORAL et al, 2021); b e c) Trocador de calor de aço inoxidável (ROMEI & GRUBIŠIĆ, 2020)

### 3. Resultados e Discussão

Os resultados obtidos indicam que a temperatura de aquecimento e o impulso específico ótimo aumentam com o incremento da potência fornecida e com a redução da vazão mássica do propelente. A temperatura limite de operação do material e a potência disponível no satélite ou do veículo espacial limitam a temperatura máxima de aquecimento. As vazões mássicas permitidas para um aquecimento em torno de 500 K são da ordem de décimos de grama por segundo o que limita significativamente os empuxos fornecidos.

### 4. Conclusão

O presente trabalho apresentou um modelo teórico simplificado do escoamento em um propulsor eletrotérmico. Foram obtidos impulsos específicos ótimos, empuxos teóricos e as temperaturas do gás aquecido em função da potência de aquecimento e da vazão mássica no caso de um propulsor empregando propileno. O trocador de calor já está sendo modelado utilizando-se *softwares* de CAD. As metas seguintes do trabalho incluem a fabricação do propulsor, a montagem de uma bancada de testes com tanque e linha de alimentação e realização de testes.

**Agradecimentos:** agradecemos ao CNPq por fornecer bolsa PIBIC ao aluno.

## Referências

BORGNAKKE, C., & SONNTAG, R. E. (2013). *Fundamentals of Thermodynamics* (8th ed.). Hoboken, New Jersey: John Wiley & Sons.

HILL, P., & PETERSON, C. (2015). *Mechanics and Thermodynamics of Propulsion* (2nd ed.). Pearson Education.

SUTTON, G. P., & BIBLARZ, O. (2017). *Rocket Propulsion Elements* (9th ed.). Hoboken, New Jersey: John Wiley & Sons.

CORAL, G. et al. (2021). *Design and testing of additively manufactured high-efficiency resistojet on hydrogen propellant*. Tokyo, Acta Astronautica.

ROMEI, F., GRUBIŠIĆ, A. N. (2020). *Validation of an additively manufactured resistojet through experimental and computational analysis*. Southampton, Acta Astronautica.