



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA, TECNOLOGIA, INOVAÇÕES E COMUNICAÇÕES
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

PROPULSOR ELETROTÉRMICO DE PROPILENO

Eduardo Seiji Suguimoto Miyazato Ferrer

Relatório de Iniciação Científica do
programa PIBIC, orientada pelo
Dr. Fernando de Souza Costa

INPE

São José dos Campos

2023



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA, TECNOLOGIA, INOVAÇÕES E COMUNICAÇÕES
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

PROPULSOR ELETROTÉRMICO DE PROPILENO

Eduardo Seiji Suguimoto Miyazato Ferrer

Relatório de Iniciação Científica do
programa PIBIC, orientada pelo
Dr. Fernando de Souza Costa

INPE

São José dos Campos

2023

RESUMO

Este trabalho descreve o projeto de um protótipo de propulsor eletrotérmico do tipo resistojato empregando propileno como propelente visando aplicações em correção de órbita e controle de atitude de satélites. O propileno é um propelente autopressurizado que apresenta baixa toxicidade e reduzido impacto ambiental. Um modelo teórico simplificado do escoamento foi implementado para determinação da vazão mássica e da potência necessária para alcançar diferentes temperaturas de aquecimento. Com base nesse modelo, o empuxo teórico e o impulso específico ótimo foram determinados. O projeto do propulsor foi realizado com ajuda de um software livre de CAD, visando posterior impressão 3D em metal.

Palavras-chave: Propulsão, Resistojato, Satélites, Impressão 3D metálica.

ABSTRACT

This work describes the design of a prototype for an electrothermal resistojet thruster employing propylene as propellant, aimed at orbital correction and satellite attitude control applications. Propylene is a self-pressurizing propellant known for its low toxicity and minimal environmental impact. A simplified theoretical flow model was implemented to determine mass flow rate and the required power to achieve different heating temperatures. Based on this model, theoretical thrust and optimal specific impulse were determined. The thruster design was executed using open-source CAD software, with the intent of subsequent 3D metal printing.

Keywords: Propulsion, Resistojet, Satellites, Metallic 3D Printing.

LISTA DE FIGURAS

No table of figures entries found.

2.1 Exemplos de resistojetos fabricados com manufatura aditiva metálica. a) Trocador de calor de Inconel; b) e c) Trocador de calor de aço inoxidável.....	2
2.2 Esquema do escoamento no propulsor.....	2
2.3 Variação da temperatura de saída em função da razão P/\dot{m}	5
2.4 Variação do impulso específico ótimo com a temperatura de saída.....	6
2.5 Temperatura de saída em função da potência fornecida, para cada vazão mássica de propelente.....	7
2.6 Impulso específico pela potência elétrica fornecida, para cada vazão mássica de propelente.	8
2.7 Empuxo Teórico pela temperatura de aquecimento, para cada vazão mássica de propelente.	8
2.8 Vista computacional em corte preliminar do propulsor.....	9
2.9 Câmara de entrada do propulsor.	10
2.10 Trocador de calor.	10
2.11 Bordas suavizadas do trocador de calor.	11
2.12 Tubeira.	12
2.13 Câmara de isolamento térmico.	13
2.14 <i>Assembly</i> do propulsor e tanque de propelente.....	14

SUMÁRIO

1. Contents

2.	INTRODUÇÃO	1
2.1.	Objetivo Geral.....	1
2.2.	Objetivos Específicos	1
3.	DESENVOLVIMENTO	1
3.1.	Revisão de literature.....	1
3.2.	Modelamento Teórico	2
3.3.	Análise de Desempenho.....	4
3.4.	Projeto do Propulsor	8
3.4.1.	Projeto do Trocador de Calor	9
3.4.2.	Projeto da tubeira.....	11
3.4.3.	Isolamento térmico	12
3.4.4.	Assembly	12
3.5.	Manufatura.....	13
3.5.1.	Análise Preliminar da Manufatura.....	13
4.	CONCLUSÃO.....	14

2. INTRODUÇÃO

2.1. Objetivo Geral

O objetivo do presente trabalho é permitir ao aluno adquirir experiência ao desenvolver um projeto de um propulsor eletrotérmico do tipo resistojato para aplicações em satélites.

2.2. Objetivos Específicos

- Fundamentação Teórica e Revisão Bibliográfica
- Modelamento
- Projeto do Propulsor
- Fabricação e Montagem
- Realização de Testes
- Publicações

3. DESENVOLVIMENTO

3.1. Revisão de literature

Inúmeros estudos vêm sendo realizados acerca do desenvolvimento de propulsores eletrotérmicos do tipo resistojato para o uso em manobras orbitais de satélites. Com o advento da manufatura aditiva metálica, é cada vez mais comum a fabricação de intrincadas estruturas de trocados de calor para maximizar a transferência de calor para o fluido de trabalho. Tais trocadores são geralmente feitos numa estrutura só, monolítica, composta de aço inoxidável, Inconel ou titânio.

As temperaturas atingidas por tais sistemas costumam variar de 600 a 1000° C, enquanto que o empuxo é comumente localizado na faixa dos 70 a 1000 mN. O impulso específico destes sistemas situa-se na faixa dos 80 a 150 s, atingindo valores maiores que 400 s em alguns casos.

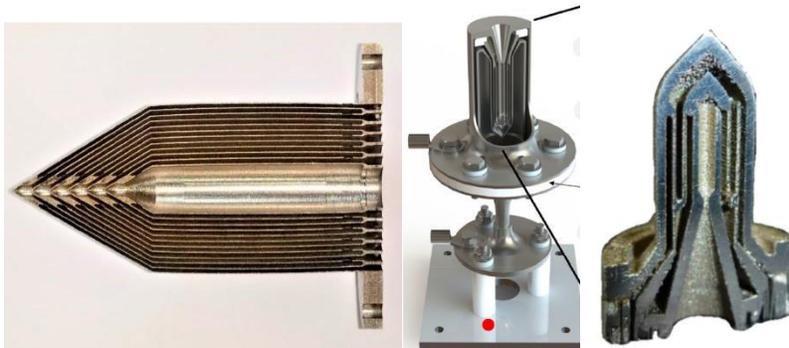


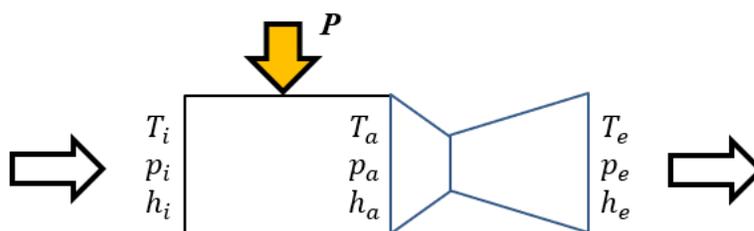
Figura 1 – Exemplos de resistojetos fabricados com manufatura aditiva metálica. a) Trocador de calor de Inconel (CORAL et al., 2021); b) e c) Trocador de calor de aço inoxidável (ROMEI & GRUBIŠIĆ, 2020).

3.2. Modelamento Teórico

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. Foi considerado inicialmente um escoamento unidimensional permanente de gás inerte com troca de calor e sem atrito ao longo do trocador de calor e escoamento isentrópico ao longo da tubeira.

Um esquema do escoamento no propulsor é mostrado na Figura 2.

Figura 2 - Esquema do escoamento no propulsor.



A primeira lei da termodinâmica aplicada ao trocador de calor, desprezando-se as variações de energia cinética do gás, 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. A entalpia de um gás perfeito e termicamente perfeito depende apenas da temperatura do gás e seu valor pode ser estimado através de expressões polinomiais, por exemplo, os polinômios da NASA (referência XX).

No caso de um gás perfeito e caloricamente perfeito, o calor específico é uma constante e a sua entalpia fica $h = h_f + c_p(T - T_{ref})$, onde T é a temperatura, h_f é a entalpia de formação, T_{ref} é uma temperatura de referência e c_p é o calor específico do gás. Consequentemente, substituindo na Eq. (1), obtém-se:

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

Esta equação é interessante pois permite verificar que quanto maiores forem a temperatura de entrada e a potência fornecida e que quanto menores forem o calor específico e a vazão mássica do gás, maior será a temperatura final de aquecimento T_a .

A potência P necessária para aquecimento até uma temperatura T_a é determinada através do seguinte procedimento:

- a) especificar o gás e T_i
- b) variar T_a de $T_i = 298$ K até 2000 K
- c) calcular $h_i(T_i)$ e $h_a(T_a)$ usando o polinômio da NASA
- d) calcular $\frac{P}{\dot{m}} = h_a(T_a) - h_i(T_i)$

e) Traçar $\frac{P}{\dot{m}}$ vs T_a e P vs T_a para diversas vazões mássicas.

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, γ é a razão de calores específicos e p_a é a pressão na saída da câmara do propulsor.

A pressão de saída p_e pode ser calculada a partir da razão de expansão da tubeira. Por outro lado o impulso específico ótimo é calculado admitindo-se a expansão perfeita do gás no vácuo, isto é, $p_e = 0$, resultando:

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

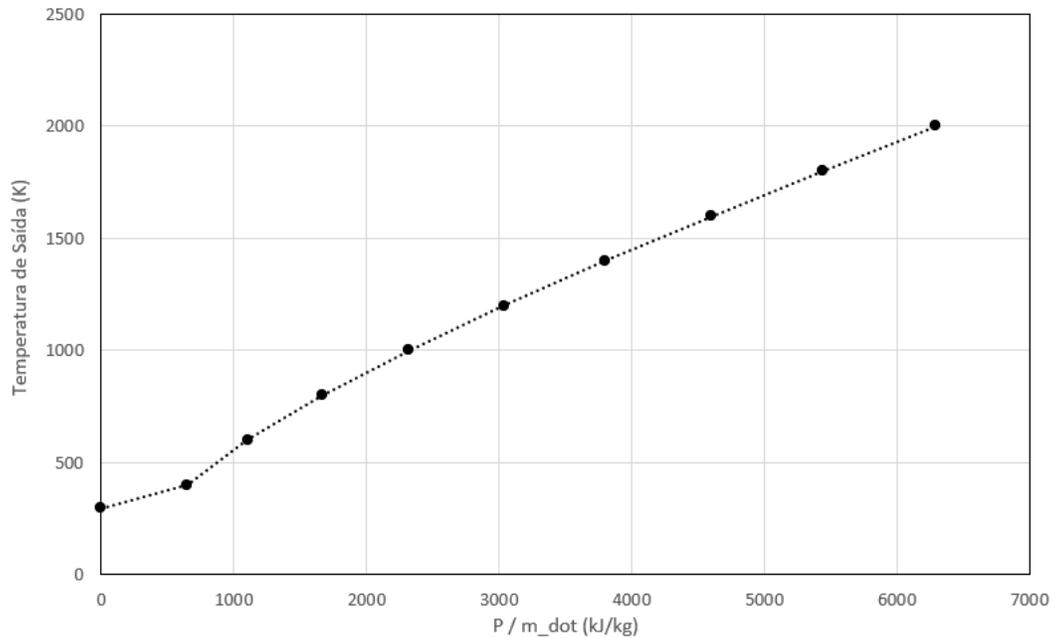
3.3. Análise de Desempenho

Utilizando-se as equações obtidas no item anterior, foram-se calculados alguns dos principais parâmetros de desempenho do propulsor.

Pode-se concluir que a temperatura do gás aquecido que sai do trocador de calor é proporcional à razão P/\dot{m} . Dessa forma, vê-se que a temperatura pode ser elevada por dois mecanismos: aumentando-se a potência elétrica fornecida ou reduzindo-se a vazão mássica de propelente. Tal temperatura de aquecimento é um parâmetro importante, dado que ela define a quantidade de energia disponível a ser convertida para energia cinética pela tubeira

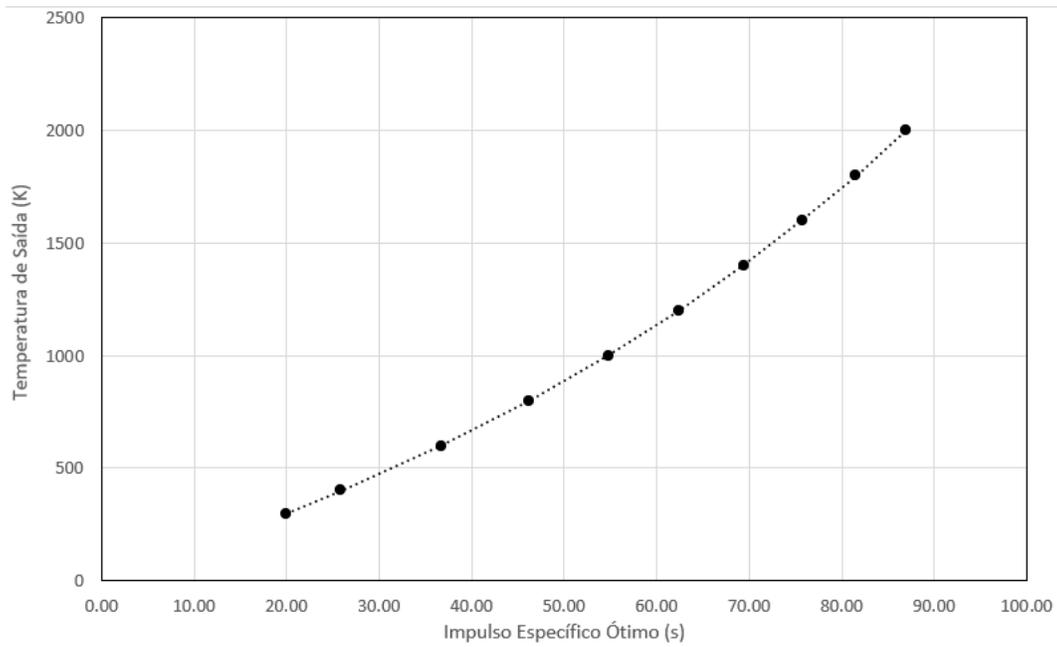
convergente-divergente, fator que irá afetar diretamente tanto no empuxo gerado pelo motor como no impulso específico. Na figura 2, pode-se ver a variação da temperatura de saída em função da razão P/\dot{m} :

Figura 3 - Variação da temperatura de saída em função da razão P/\dot{m} .



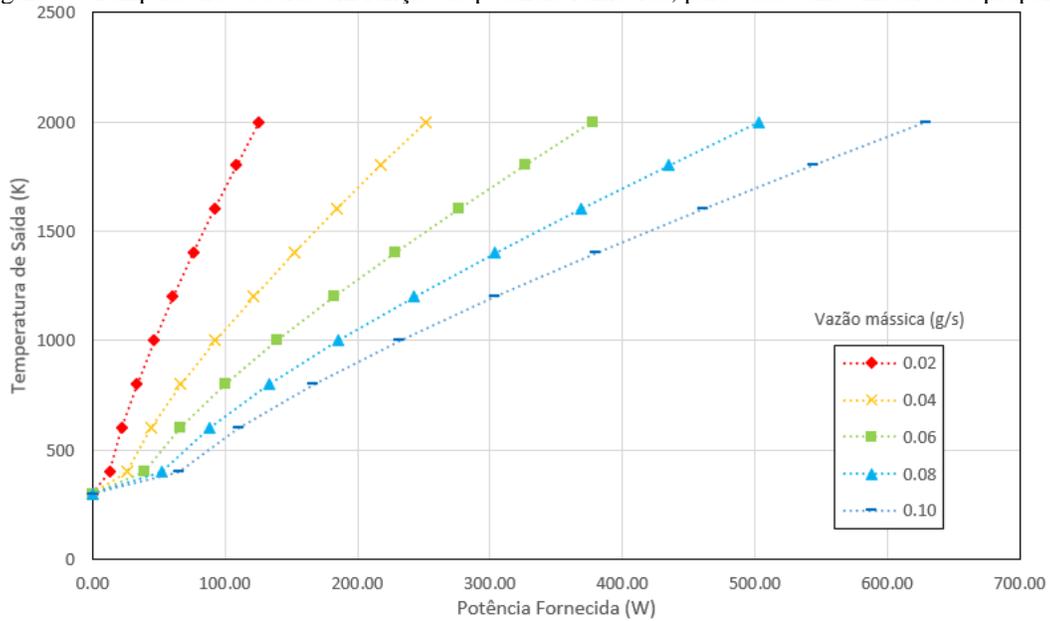
Utilizando-se a equação do impulso específico ótimo, pode-se obter o impulso específico em função da temperatura de saída. É possível notar que o impulso específico é proporcional à temperatura de saída, como esperado. Do ponto de vista termodinâmico, isso pode ser explicado pelo fato de que quanto maior a temperatura, maior a energia térmica disponível para ser convertida em energia cinética pela tubeira convergente-divergente. Como o impulso específico pode ser tratado como uma medida indireta da velocidade de exaustão dos gases aquecidos, ele aumentará com a temperatura de saída. A figura 2 mostra a variação do impulso específico com a temperatura de saída:

Figura 4 - Variação do impulso específico ótimo com a temperatura de saída.



Pode-se representar a temperatura de saída em função da potência fornecida para cada vazão mássica de propelente. Assim, pode-se notar que a temperatura de saída para cada vazão mássica é proporcional à potência elétrica fornecida, como representado na figura 4:

Figura 5 - Temperatura de saída em função da potência fornecida, para cada vazão mássica de propelente.



O mesmo pode ser feito para o impulso específico, de forma a obter um gráfico do impulso específico pela potência elétrica fornecida, para cada vazão mássica de propelente. Pode-se notar que para cada vazão mássica têm-se que o impulso específico é proporcional à potência fornecida

Figura 6 - Impulso específico pela potência elétrica fornecida, para cada vazão mássica de propelente.

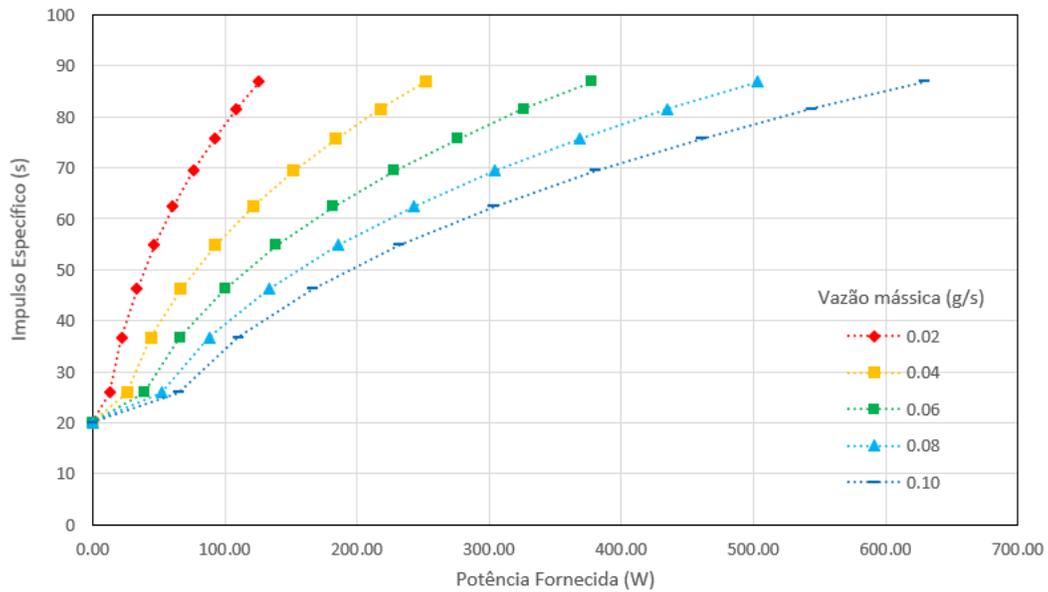
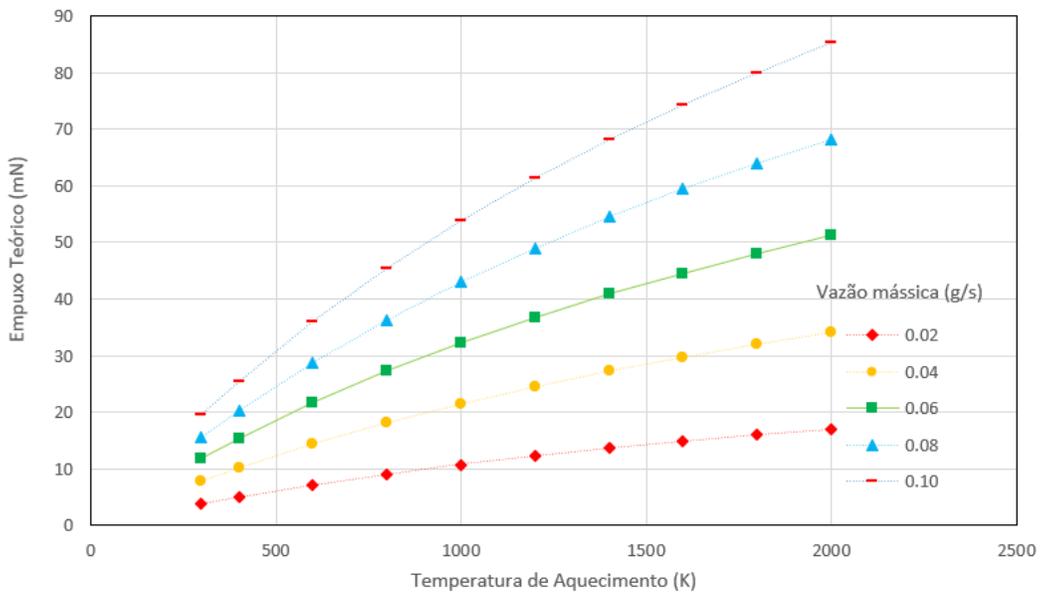


Figura 7 – Empuxo Teórico pela temperatura de aquecimento, para cada vazão mássica de propelente.



3.4. Projeto do Propulsor

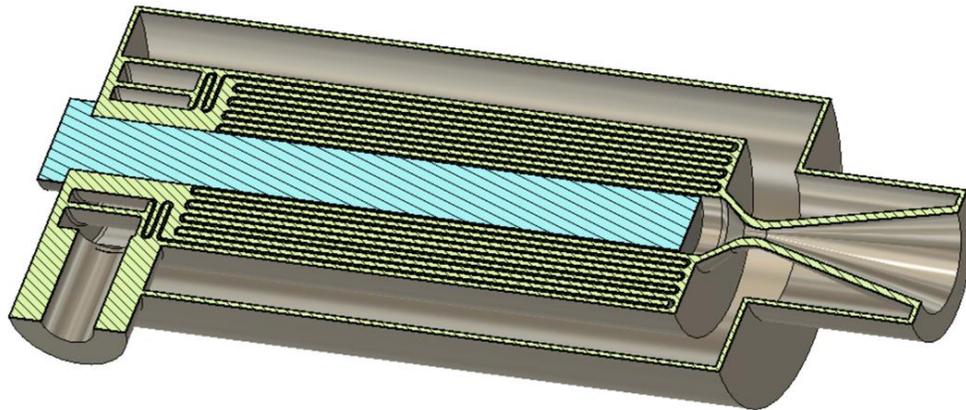
O propulsor é constituído de um trocador de calor e de uma tubeira cônica com razão de expansão 5 para testes em laboratório ou com razão de expansão 100 para operação em

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 1500 K e potência de aquecimento máximo de 100 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 serão realizados com ajuda de um software livre de CAD.

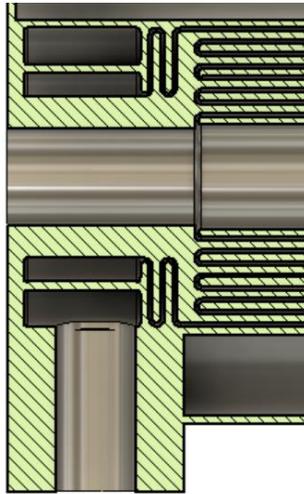
Figura 8 - Vista computacional em corte preliminar do propulsor.



3.4.1. Projeto do Trocador de Calor

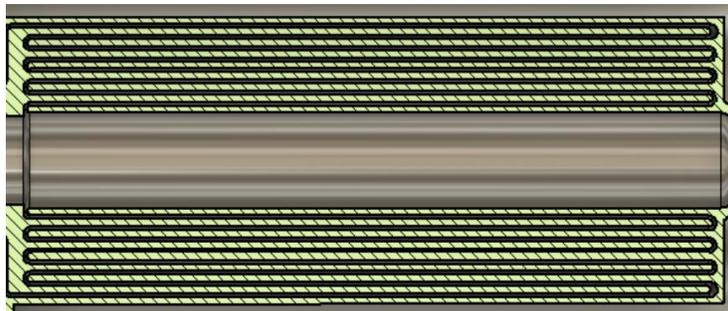
Inicialmente foi-se feita a seção de entrada do sistema, de forma a homogeneizar o fluxo de propileno que entrará no trocador de calor, como pode ser visto na figura 6:

Figura 9 - Câmara de entrada do propulsor.



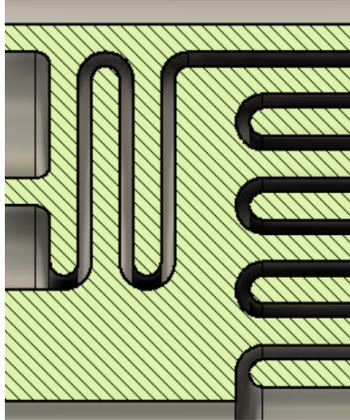
Posteriormente, o *design* do trocador de calor foi executado. Este consiste em uma sucessão de cascas cilíndricas concêntricas, por onde o gás passa. No centro, é posicionado um resistor do tipo cartucho para fornecer o calor necessário para o aquecimento do gás. Inicialmente, o gás passa pela região mais externa do trocador e, gradativamente, passa para as regiões mais internas do trocador, onde a temperatura é maior. Dessa forma, o gás aquece de forma gradativa, passando da região mais externa para a mais interna, elevando a eficiência de aquecimento. O trocador de calor pode ser visto na figura 7:

Figura 10 - Trocador de calor.



As bordas das cascas cilíndricas foram suavizadas usando-se a ferramenta de *fillet*, de forma a suavizar o escoamento do gás nessas regiões, como pode ser visto na figura 8:

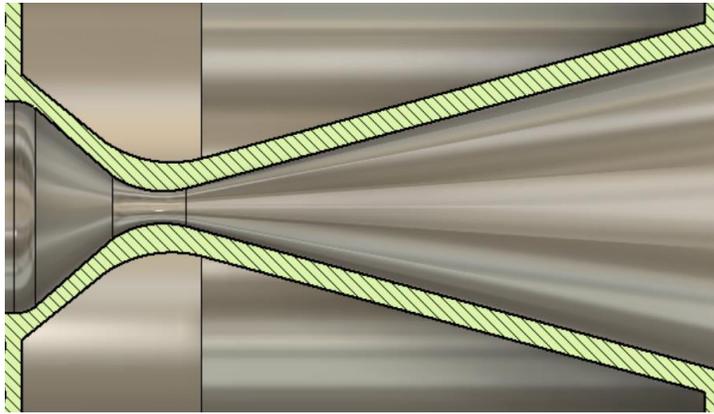
Figura 11 - Bordas suavizadas do trocador de calor.



3.4.2. Projeto da tubeira

Finalmente, o *design* da tubeira foi realizado. Tal *design* é essencial para a correta conversão de energia térmica em energia cinética. A razão de expansão da tubeira pode ser regulada para aumentar a sua eficiência dependendo da altitude de operação. Para fins de teste a nível do mar, uma menor razão de expansão deve ser utilizada, enquanto que para fins de operação na atmosfera ou teste em câmaras de vácuo deve ser utilizada uma maior razão de expansão. A tubeira pode ser vista na figura 9:

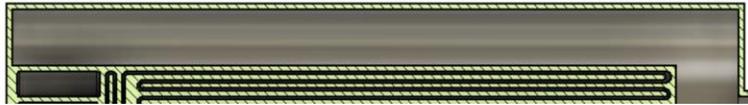
Figura 12 – Tubeira.



3.4.3. Isolamento térmico

Para se aumentar o isolamento térmico do trocador de calor, a fim de reduzir as perdas por transferência de calor, foi-se feita uma câmara que será preenchida com um material isolante, como lã de vidro . Tal câmara pode ser vista na figura 10:

Figura 13 - Câmara de isolamento térmico.



3.4.4. Assembly

Foi-se feito o *assembly* do sistema com um modelo de resistor do tipo cartucho na parte interna do trocador de calor, com um tanque de gás propileno e com as conexões necessárias para se fazer a montagem, como pode ser visto na figura 11. Alternativamente, o tanque pode ser montado ao propulsor com o uso de uma mangueira, para ser colocado em bancadas de testes à vácuo, que simulam condições da alta atmosfera:

Figura 14 - *Assembly* do propulsor e tanque de propelente.



3.5. Manufatura

3.5.1. Análise Preliminar da Manufatura

Dentre os diversos processos de manufatura disponíveis, o escolhido foi o da manufatura aditiva em pó metálico, devido à alta complexidade do trocador de calor. Foi-se utilizado um *software* de simulação de manufatura baseado em CAM (Computer-Aided Manufacturing) para a seleção da orientação de impressão, estabelecimento de suportes para regiões em balanço e estabelecimento dos parâmetros de impressão, como velocidade de impressão, temperatura, e preenchimento. Um trecho da simulação da manufatura pode ser vista na figura 14:

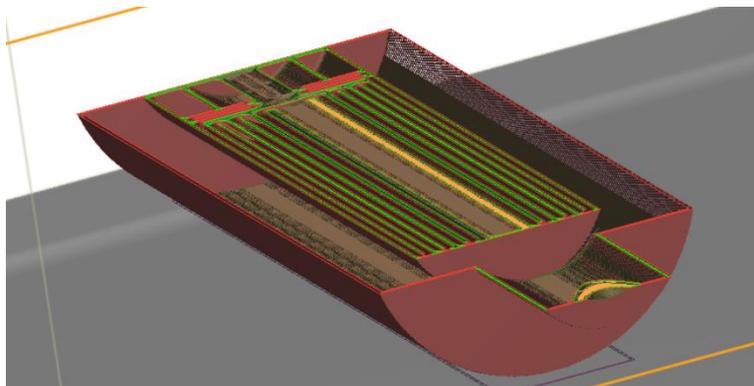


Figura 15 - simulação do processo de manufatura

A impressão 3D metálica também se apresenta bastante adequada, pois com ela é facilmente conferir um acabamento superficial com a rugosidade adequada para propiciar a geração de um escoamento turbulento, especialmente nas camadas mais internas do trocador de calor. O estabelecimento de um regime turbulento aumenta a transferência de calor para o gás, elevando os parâmetros de desempenho do propulsor.

Foi-se feita uma análise do material a ser utilizado, em que os candidatos iniciais eram o alumínio, o aço e o titânio. O primeiro foi-se descartado, uma vez que seu ponto de fusão é em torno de 960 K e a maioria das temperaturas obtidas nas simulações encontrava-se acima de 1000K. Além disso, como já comentado, é desejável obter as maiores temperaturas possíveis, a fim de elevar os parâmetros de desempenho do propulsor. Assim, o aço e o titânio mostram-se mais adequados, uma vez que suas temperaturas de fusão são cerca de 1800 K e 1940 K, respectivamente. A vantagem do titânio sobre o aço é a sua maior resistência e menor densidade, o que permite realizar um projeto mais eficaz do ponto de vista estrutural, além de mais leve. Entretanto, a desvantagem é o seu custo, muito mais elevado que o aço. Dessa forma, foi-se escolhido o aço como material para impressão.

4. CONCLUSÃO

Foi-se possível realizar um modelamento teórico do propulsor, a fim de se determinar características como temperatura de aquecimento, empuxo teórico e impulso específico, de acordo com a potência elétrica e vazão mássica fornecidas. O projeto inicial do propulsor foi iniciado e o seu dimensionando será realizado, considerando-se conceitos de mecânica dos fluidos, transferência de calor e escoamento compressível. Uma análise inicial da manufatura foi realizada para possibilitar a fabricação de forma confiável. Testes serão conduzidos e os resultados experimentais serão comparados com os teóricos.

REFERÊNCIAS

- Bejan, A., & Kraus, A. D. (2003). *Heat Transfer Handbook*. Hoboken, New Jersey: John Wiley & Sons.
- Borgnakke, C., & Sonntag, R. E. (2013). *Fundamentals of Thermodynamics* (8th 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.
- Hill, P., & Peterson, C. (2015). *Mechanics and Thermodynamics of Propulsion* (2nd ed.). Pearson Education.
- Oates, G. C. (1997). *Aerothermodynamics of Gas Turbines and Rocket Propulsion*. American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Romei, F., Grubišić, A. N. (2020). Validation of an additively manufactured resistojet through experimental and computational analysis. Southampton, Acta Astronautica.
- Sutton, G. P., & Biblarz, O. (2017). *Rocket Propulsion Elements* (9th ed.). Hoboken, New Jersey: John Wiley & Sons. Figura 1 - Esquema do escoamento no propulsor.