



# Desenvolvimento de um Propulsor MPD de Baixa Potência com Impulso Específico Variável

SOARES, D. L. O.<sup>1</sup>, INTINI MARQUES, R.<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, Cachoeira Paulista, SP, Brasil  
Aluno de Doutorado do curso de Combustão e Propulsão - ETE-PCP.

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

diogo.leon@inpe.br

---

**Resumo.** Este artigo apresenta o trabalho a ser desenvolvido no LABCP ao longo dos próximos anos no que diz respeito aos propulsores magnetoplasmadinâmicos de impulso específico variável utilizando baixa potência. São descritos os equipamentos disponíveis no laboratório para seu desenvolvimento, assim como a metodologia que será adotada. Os resultados preliminares mostraram que são necessários pelo menos 4,42 kW na fonte de energia para que o propulsor opere com empuxo de 1 N e impulso específico de 300 s.

---

**Palavras-chave:** Propulsão Elétrica; MPD; Plasma; Vácuo.

## 1. Introdução

Propulsão elétrica pode ser definida como qualquer tipo de propulsão que utilize a eletricidade para aumentar a velocidade de exaustão do propelente [Goebel and Katz 2008]. Os propulsores elétricos podem ser classificados em três diferentes tipos [Sutton and Biblarz 2016]: eletrotérmicos, eletrostáticos e eletromagnéticos.

Dentro desta classificação, há o propulsor eletromagnético magnetoplasmadinâmico (MPD) [Sutton and Biblarz 2016] cujo desenvolvimento é o objetivo deste trabalho. Este propulsor opera com duplo estágio e possui a versatilidade de ter impulso específico variável utilizando baixa potência. As características descritas tornam seu desenvolvimento inovador.

Propulsores de impulso específico variável vêm sendo estudados por oferecem importantes vantagens de operação. Já foi mostrado que propulsores de impulso específico variável permitem trajetórias de vôo com menor utilização de propelentes e menor custo para a missão [Chesta et al. 2006].

Alguns autores têm pesquisado propulsores de impulso específico variável. Um propulsor híbrido de dois estágios foi desenvolvido utilizando Oxigênio e Nitrogênio [Boehrke et al. 2004]. O primeiro estágio funciona como um arcojato, através de uma descarga de uma fonte DC, e o segundo estágio com uma bobina de indução de 2,5 voltas ou 4,5 voltas, alimentada por um gerador de RF (radio frequência) com 200 kW, operando entre 1-4 MHz.

Neste artigo, é apresentado um panorama do trabalho a ser desenvolvido no LABCP ao longo dos próximos anos no que diz respeito ao propulsor MPD, cujo diagrama esquemático é mostrado na Figura 1.

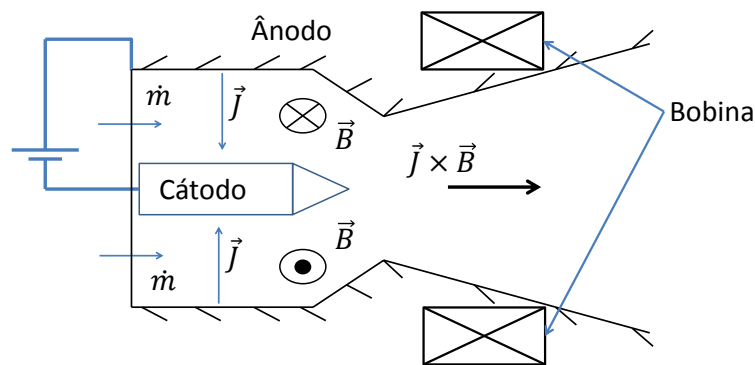
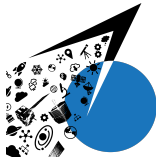


Figura 1. Diagrama esquemático de um propulsor MPD de uma única descarga.

O propelente entra na câmara de descarga e uma descarga elétrica entre o cátodo e o ânodo forma o plasma. O plasma gerado é acelerado pela força de Lorentz  $\vec{J} \times \vec{B}$  e pela tubeira magnética formada pelas bobinas [Ahedo and Merino 2010, York et al. 1993], enquanto o gás aquecido e não ionizado é acelerado através da sua expansão na seção divergente da tubeira. Neste artigo também é mostrada a metodologia e os equipamentos necessários para a construção e a realização dos experimentos.

## 2. Metodologia

Para o desenvolvimento do propulsor será utilizada uma câmara de alto vácuo e uma balança de empuxo desenvolvida no LABCP [Anselmo and Intini Marques 2019, Anselmo 2017, Soares and Intini Marques 2018] para averiguar seu desempenho. A Figura 2 mostra a balança citada.

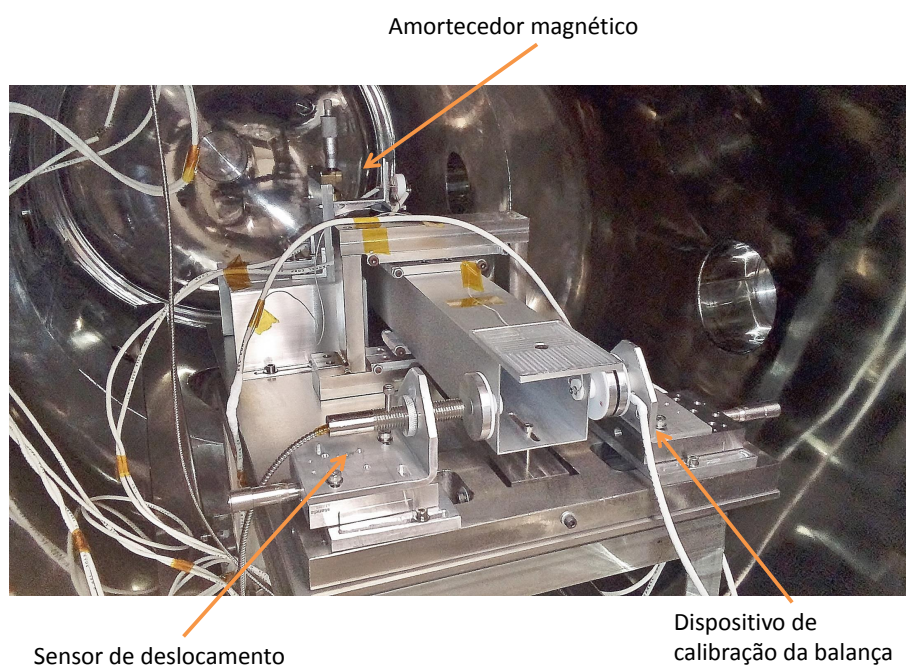
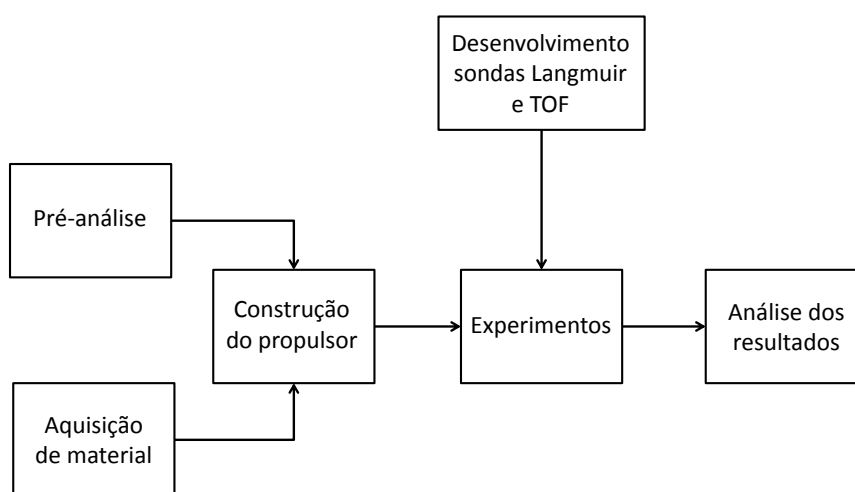


Figura 2. Balança de empuxo desenvolvida no LABCP.



Na Figura 2, o dispositivo de calibração eletrostática é utilizado para calibrar o empuxo. O sensor de deslocamento mede o deslocamento linear do braço da balança. O amortecedor magnético é utilizado para diminuir o tempo que a balança leva para voltar ao repouso após um teste do propulsor.

Para a realização dos testes, o laboratório conta com fontes de alta tensão, osciloscópio digital modelo TDS5034B, um gerador de sinais modelo AFG320 ambos da Tektronix e válvulas para o controle de vazão mássica do propulsor. A metodologia para a realização dos experimentos é mostrada na Figura 3.



**Figura 3. Metodologia para a realização dos experimentos.**

Na Figura 3, a pré-análise representa o estudo preliminar necessário para estimar a potência da fonte necessária para operar o propulsor, o impulso específico, vazão mássica e empuxo do propulsor. A aquisição de material se refere à compra de equipamentos e materiais específicos para a construção do propulsor. A construção do propulsor se refere à fabricação e integração do propulsor na câmara de vácuo. As sondas TOF (*Time of Flight*) e Langmuir são instrumentos capazes de medir a velocidade do escoamento e a densidade e temperatura dos elétrons assim como o potencial elétrico do plasma [KELLY and JAHN 1990, Kuriki and Suzuki 1978, Rudolph et al. 1976].

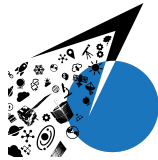
Para a fase de pré-análise é estimada a vazão mássica, a potência cinética mínima, o empuxo e o impulso específico para a operação do propulsor. A Equação 1 mostra a relação entre a potência cinética, a vazão mássica e a velocidade de exaustão equivalente [Sutton and Biblarz 2016].

$$P_{cin} = \frac{1}{2} \dot{m} c^2 \quad (1)$$

Onde  $\dot{m}$  é a vazão mássica e  $c$  é a velocidade de exaustão equivalente dos gases. A Equação 2 mostra a definição de impulso específico [Sutton and Biblarz 2016].

$$I_{sp} = \frac{c}{g_0} \quad (2)$$

Onde  $g_0$  é a aceleração gravitacional ao nível do mar.



O empuxo de um propulsor pode ser determinado pela Equação 3 [Sutton and Biblarz 2016].

$$F = \dot{m}V_e + (p_e - p_{amb})A_e \quad (3)$$

Onde  $p_e$  e  $p_{amb}$  são as pressões de exaustão e pressão ambiente respectivamente. O parâmetro  $A_e$  é a área de saída da tubeira e  $V_e$  a velocidade de exaustão.

Assumindo que a pressão de saída é igual à pressão ambiente e (ou) que os efeitos de uma pequena diferença de pressões possam ser desprezados, o segundo termo da Equação 3 pode ser considerado igual a zero. Desta forma,  $V_e \approx c$  [Sutton and Biblarz 2016, Barrere et al. 1960] e obtém-se assim a Equação 4.

$$F = \dot{m}c \quad (4)$$

Substituindo a Equação 4 e a Equação 2 na Equação 1 e isolando-se o empuxo obtém-se a relação entre potência cinética, impulso específico e empuxo.

$$F = \frac{2P_{cin}}{g_0 I_{sp}} \quad (5)$$

Também é possível determinar a vazão mássica necessária para manter uma determinada condição de projeto, i.e., empuxo e impulso específico. Substituindo a Equação 2 na Equação 4 e isolando-se a vazão mássica, obtemos a Equação 6.

$$\dot{m} = \frac{F}{g_0 I_{sp}} \quad (6)$$

### 3. Resultados e Discussão

Um dos requisitos do propulsor que está sendo projetado é que ele tenha um empuxo máximo de 1 N com um impulso específico de pelo menos 300 s e também que ele possa operar com um impulso específico de 2000 s, mantendo constante a potência do jato. Este requisito de  $I_{sp} = 300$  s visa obter um desempenho semelhante ao de propulsores químicos [Sackheim and Masse 2014] quando o empuxo é mais alto (1 N). Para obter a vazão mássica com o  $I_{sp} = 2000$  s, primeiro calcula-se a potência cinética do jato para o caso do  $I_{sp} = 300$  s com a Equação 4 e com a Equação 1. A partir disto determina-se qual será o empuxo quando o propulsor operar com impulso específico de 2000 s pela Equação 5.

A Figura 4 mostra o resultado da análise de desempenho inicial, onde o impulso específico é função do empuxo, para uma potência de jato constante.

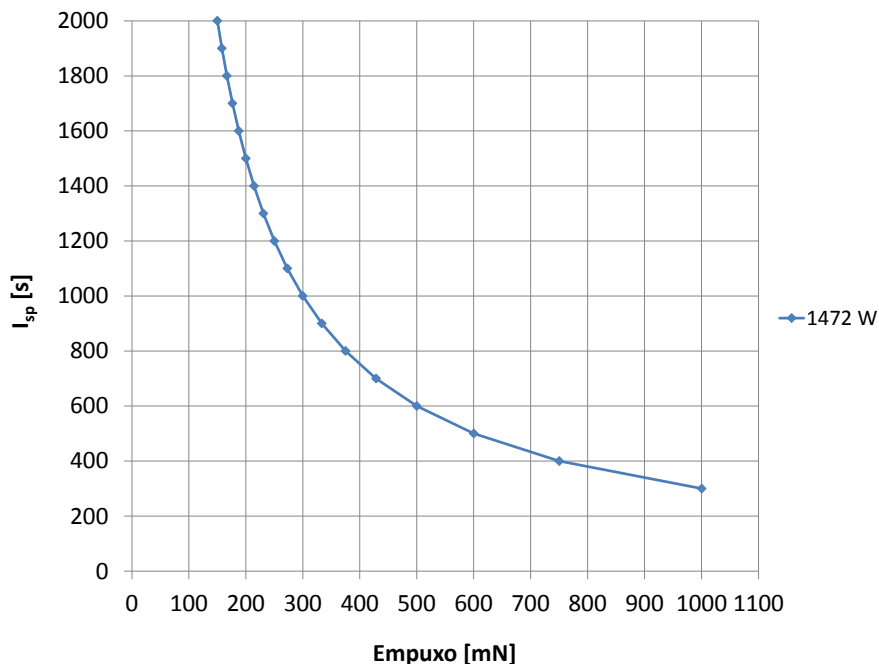


Figura 4. Impulso específico em função do empuxo para a potência cinética constante de 1.472 W.

A potência cinética obtida foi de 1.472 W para atender a especificação de projeto. Observa-se também que para  $I_{sp} = 2000$  s o empuxo obtido foi de aproximadamente 150 mN. A vazão mássica obtida para a potência cinética de 1.472 W é mostrada na Figura 5.

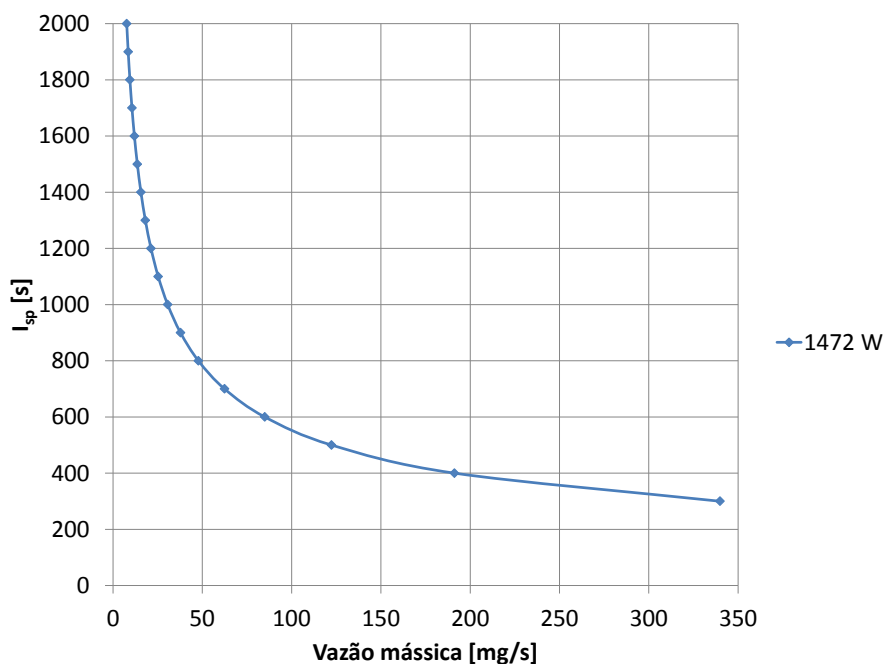


Figura 5. Impulso específico em função da vazão mássica para a potência cinética constante de 1.472 W.

Pode-se notar que para uma faixa de empuxo próxima de 1 N, a vazão mássica é elevada em comparação a outros propulsores MPDs [Lev 2012] que operam com potências maiores. Isso



indica que nesta condição apenas uma pequena fração de propelente é ionizada e acelerada eletromagneticamente a altas velocidades, enquanto a porção restante do propelente é acelerada por expansão térmica na tubeira do propulsor a velocidades comparativamente mais baixas.

Deve-se observar que a potência cinética não corresponde à potência que deve ser fornecida pela fonte de alimentação elétrica que alimentará o propulsor. A potência cinética deve ser dividida pela eficiência propulsiva para se obter a potência desta fonte. A eficiência de propulsores MPDs varia tipicamente entre 30 % e 50 % [Jahn 2006, Sutton and Biblarz 2016], portanto, a fonte de energia elétrica deverá fornecer pelo menos 4,42 kW para o propulsor operar da maneira aqui descrita.

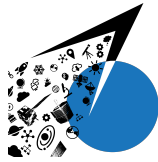
#### 4. Conclusão

Foram mostrados os princípios de operação de um propulsor MPD de baixa potência com impulso específico variável que está em fase inicial de desenvolvimento no LABCP/INPE. Um diagrama esquemático do propulsor MPD foi apresentado, assim como o princípio físico que o faz operar. O desempenho do propulsor será medido com uma balança de empuxo e sondas Langmuir e *Time of Flight*. Foram fornecidos resultados de pré-análise e calculou-se que para o propulsor funcionar serão necessários aproximadamente 4,42 kW de potência elétrica. Concluiu-se que o propulsor pode ser desenvolvido com os recursos disponíveis e que o projeto possui características inovadoras, em consonância com os objetivos do Laboratório de Propulsão Elétrica Espacial do LABCP/INPE.

*Agradecimentos: Os autores agradecem à CAPES pela bolsa concedida.*

#### Referências

- Ahedo, E. and Merino, M. (2010). Two-dimensional supersonic plasma acceleration in a magnetic nozzle. *Physics of Plasmas*, 17(7):073501.
- Anselmo, M. R. (2017). Desenvolvimento de uma balança de empuxo para propulsores elétricos. Mestrado em Engenharia e Tecnologias Espaciais/Combustão e Propulsão, Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos.
- Anselmo, M. R. and Intini Marques, R. (2019). Torsional thrust balance for electric propulsion application with electrostatic calibration device. *Measurement Science and Technology*, 30(5):055903.
- Barrere, M., Jaumotte, A., Fraeijs de Veubeke, B., and Vandekerckhove, J. (1960). Rocket propulsion. Technical report, LTAS.
- Boehrck, H., Weber, J., Laure, S., Herdrich, G., and Auweter-Kurtz, M. (2004). Experimental investigation of the two-stage plasma thruster attila. In *4th International Spacecraft Propulsion Conference*, volume 555.
- Chesta, E., Estublier, D., Fallis, B., Gengembre, E., Del Amo, J. G., Kutufa, N., Nicolini, D., Saccoccia, G., Casalino, L., Dumazert, P., et al. (2006). Flexible variable-specific-impulse electric propulsion systems for planetary missions. *Acta Astronautica*, 59(8-11):931-945.
- Goebel, D. M. and Katz, I. (2008). *Fundamentals of electric propulsion: ion and Hall thrusters*, volume 1. John Wiley & Sons.
- Jahn, R. G. (2006). *Physics of electric propulsion*. Courier Corporation.
- KELLY, A. and JAHN, R. (1990). The application of the triple probe method to mpd thruster plumes. In *21st International Electric Propulsion Conference*, page 2667.



- Kuriki, K. and Suzuki, H. (1978). Transitional behavior of mpd arcjet operation. *AIAA Journal*, 16(10):1062–1067.
- Lev, D. (2012). *Investigation of efficiency in applied field magnetoplasmadynamic thrusters*. PhD thesis, Princeton University.
- Rudolph, L., Jahn, R., Clark, K., and von Jaskowsky, W. (1976). Performance characteristics of quasi-steady mpd discharges. In *12th International Electric Propulsion Conference*, page 1000.
- Sackheim, R. L. and Masse, R. K. (2014). Green propulsion advancement: Challenging the maturity of monopropellant hydrazine. *Journal of Propulsion and Power*, 30(2):265–276.
- Soares, D. and Intini Marques, R. (2018). Advances on an impulsive thrust-stand for electric propulsion application. Águas de Lindóia. 17th Brazilian Congress of Thermal Sciences and Engineering, ABCM - Associação Brasileira de Ciências Mecânicas.
- Sutton, G. P. and Biblarz, O. (2016). *Rocket propulsion elements*. John Wiley & Sons.
- York, T., Zakrzewski, C., and Soulas, G. (1993). Diagnostics and performance of a low-power mpd thruster with applied magnetic nozzle. *Journal of Propulsion and Power*, 9(4):553–560.