

# INVESTIGAÇÃO TEÓRICA DE UM PROPULSOR ELETROTÉRMICO-CATALÍTICO USANDO PERÓXIDO DE HIDROGÊNIO

**Tiago dos Santos Ramos**

tiago@lcp.inpe.br

**Fernando de Souza Costa**

Laboratório Associado de Combustão e Propulsão  
Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais  
Cachoeira Paulista – SP, Brasil.  
fernando@lcp.inpe.br

**Resumo:** *Este trabalho apresenta um estudo teórico simplificado para o projeto preliminar de um propulsor termo-catalítico empregando peróxido de hidrogênio ( $H_2O_2$ ) como propelente e usando um catalisador de  $Ir/Al_2O_3$ . O propulsor pode funcionar como um eletrotérmico simples ou como catalítico. São determinados os parâmetros de projeto de um propulsor com empuxo de 0,25 N e uma potência de aquecimento de 100 W.*

**Palavras-chave:** *propulsor eletrotérmico, decomposição catalítica, peróxido de hidrogênio*

## 1 Introdução

Os resistojatos catalíticos são propulsores eletrotérmicos de baixo empuxo (~1N) que utilizam energia elétrica para aquecer um elemento resistivo que entra em contato com o propelente, e um catalisador para decompor o propelente antes de sua ejeção por uma tubeira. Eles podem ser utilizados, por exemplo, em manobras de correção de órbita e em manutenção de atitude de satélites (Hoole, 1990).

A adição de energia elétrica permite um melhor aproveitamento do propelente, o que pode aumentar a vida útil dos satélites e o alcance de missões espaciais e/ou reduzir os custos de lançamento (Szabo *et al*, 1995). A primeira utilização de um resistojato no espaço foi durante a década de 1960, no satélite Vela, construído pela TRW Systems para detectar explosões nucleares (Jahn, 1968).

Os sistemas de propulsão elétrica podem apresentar uma maior eficiência de massas, isto é, uma maior razão entre a carga útil e a massa total inicial, desde que os sistemas de potência utilizados (baterias, condicionamento e painéis solares) não tenham massa muito elevada. Uma maior eficiência é obtida quando se utiliza a energia já disponível a bordo, por exemplo, quando os equipamentos do satélite ou do veículo espacial estiverem em modo de espera (Sutton, 2001).

Embora os valores de empuxo obtidos, em geral, sejam pequenos comparados aos de outros tipos de sistemas propulsivos, os propulsores elétricos fornecem maiores velocidades de exaustão dos gases produzidos e, conseqüentemente, alcançam valores elevados de impulso específico, *Isp*. Os empuxos baixos permitem executar manobras de maior precisão, necessárias para observação de pontos fixos sobre a Terra ou no espaço (Giacobone, 2003).

Os resistojatos são os modelos mais simples de propulsores elétricos (Turner, 2009), tendo como vantagens a facilidade de controle, o condicionamento de potência simples, possibilidade do emprego de propelentes inertes, projeto de baixo custo e boa eficiência de empuxo, na faixa de 60 a 85% (Sutton, 2001). Os propelentes utilizados podem ser, dentre outros,  $H_2$ ,  $N_2$ ,  $CO$ ,  $CO_2$ ,  $N_2O$ ,  $He$ ,  $H_2O$ ,  $Xe$ ,  $NH_3$ ,  $N_2H_4$ ,  $H_2O_2$ .

O *Isp* obtido com resistojatos é em geral menor (< 300 s) que o obtido em outros propulsores elétricos que podem alcançar *Isp* de milhares de segundos. Os propulsores elétricos podem apresentar problemas relacionados a perdas de calor, dissociação de gás e erosão da tubeira.

Peróxido de hidrogênio ( $H_2O_2$ ) em solução aquosas acima de 80 % em massa tem potencial para aplicações em propulsão. O peróxido nestas concentrações se decompõe exotermicamente, gera produtos não tóxicos, possui alto ponto de ebulição (122~150°C), alta densidade (1,25~1,45 g/ml) e baixa viscosidade (1,2~1,25 Centipoise). Apesar de o ponto de congelamento ser relativamente alto (-65~30 °C), o que é uma desvantagem para algumas aplicações em ambientes frios, como estágios superiores ou operações em locais com baixas temperaturas, esta

característica pode ser modificada pela introdução de nitrato de amônio na solução, sem que haja mudanças significativas na performance, conforme mencionado por Davis-Jr e Keefe (1956).

A alta densidade do peróxido de hidrogênio possibilita o uso de tanques menores e, portanto mais leves relativamente a outros oxidantes. É um propelente não criogênico e apresenta decomposição relativamente baixa, de cerca de 1% ao ano, facilitando assim seu armazenamento e manuseio.

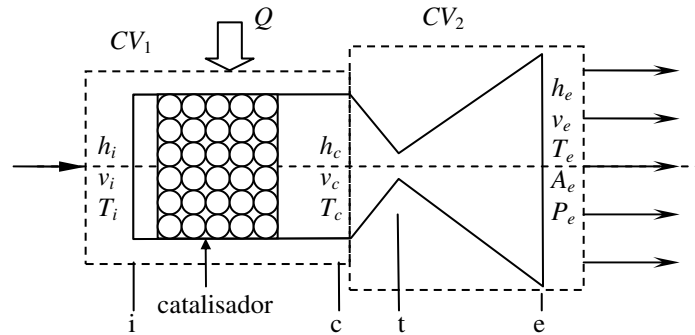
## 2 Parâmetros de Desempenho

O empuxo de um propulsor é a força produzida pela ejeção de gases em alta velocidade através de sua tubeira. O empuxo,  $F$ , é dado por:

$$F = \dot{m}V_e + (p_e - p_a)A_e \quad (1)$$

onde  $\dot{m}$  é a vazão mássica de propelente,  $p_e$  é a pressão de exaustão dos gases na tubeira,  $p_a$  é a pressão ambiente,  $A_e$  é a área de exaustão da tubeira e  $V_e$  é a velocidade de exaustão dos gases.

A Figura 1 mostra um esquema do escoamento ao longo do resistojato, contendo dois volumes de controle:  $CV_1$  incluindo a câmara de aquecimento com catalisador e  $CV_2$ , incluindo a tubeira.



**Figura 1. Esquema do escoamento no resistojato com leito catalítico.**

A velocidade de exaustão dos gases aquecidos é obtida aplicando-se a primeira lei da termodinâmica para o escoamento no  $CV_2$ , entre o final da câmara termo-catalítica e a saída da tubeira:

$$V_e = [2(h_{oc} - h_e)]^{1/2} \quad (2)$$

onde  $h_e$  é a entalpia do gás na saída da tubeira e  $h_c = h_i + \eta P / \dot{m}$  é a entalpia de estagnação do gás na saída da câmara termo-catalítica, calculada por:

$$h_{oc} = h_c + V_c^2 / 2 \quad (3)$$

onde  $P$  é a potência de aquecimento fornecida,  $\eta$  é a eficiência de aquecimento e  $h_i$  é a entalpia do gás na entrada da câmara termo-catalítica. A Eq. (2) pode ser reescrita como:

$$V_e = [2c_{p,e} (T_{oc} - T_e)]^{1/2} \quad (4)$$

onde  $T_c$  é a temperatura de estagnação do gás na saída da câmara termo-catalítica,  $c_{p,e}$  é o calor específico médio do gás durante a exaustão na tubeira e  $T_e$  é a temperatura de exaustão.

A temperatura final de aquecimento depende da eficiência do catalisador, do calor fornecido e da eficiência térmica (= calor recebido pelo propelente / calor dissipado no aquecedor).

O impulso específico,  $I_{sp}$ , é um parâmetro de desempenho propulsivo definido por:

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}g_o} \cong \frac{V_e}{g_o} \quad (5)$$

onde  $F$  é o empuxo e  $g_o$  é a aceleração da gravidade ao nível do mar ( $= 9.81 \text{ m/s}^2$ ). O impulso específico,  $I_{sp}$ , é proporcional à velocidade de exaustão na saída do bocal.

A seguir apresenta-se a determinação dos parâmetros de desempenho do propulsor eletrotérmico catalítico considerando que o  $\text{H}_2\text{O}_2$  aquoso esteja totalmente dissociado na saída do leito catalítico, formando somente  $\text{H}_2\text{O}$  e  $\text{O}_2$  como produtos, admitindo-se equilíbrio termodinâmico na saída da câmara termo-catalítica e escoamento entupido na tubeira.

#### 4 Resultados e Comentários

As características propulsivas de um resistojoato empregando peróxido de hidrogênio foram determinadas com ajuda do programa CEA NASA 2004, alterando-se a energia de formação dos reagentes para simular a adição de calor aos mesmos.

Foram obtidas curvas da temperatura final na câmara termo-catalítica,  $T_c$ , do impulso específico,  $I_{sp}$ , e do empuxo,  $F$ , versus a potência elétrica fornecida,  $P$ , para uma dada vazão de propelentes. Adotou-se a pressão na câmara termo-catalítica  $P_c = 5 \text{ bar}$ , temperatura de entrada dos propelentes  $T_i = 298 \text{ K}$  e eficiência térmica  $\eta = 90\%$ .

As figuras 2, 3 e 4 mostram, respectivamente, a temperatura na câmara termo-catalítica, o impulso específico e o empuxo. Neste caso consideraram-se tubeiras adaptadas, com razão de expansão igual a 1,45, para realização de testes em bancada, a cerca de 600 m de altitude; e tubeiras adaptadas com razão de expansão 50, para operação em grandes altitudes. O escoamento na tubeira foi considerado congelado, isto é, a composição ao longo da tubeira permanece igual à composição no fim da câmara termo-catalítica. A vazão mássica considerada foi de 0,2 g/s.

O esquema de uma bancada disponível (Albuquerque Jr, 2009) para testes do propulsor é mostrado na Fig. (5).

Os resultados mostrados servem de base para o pré-dimensionamento de um resistojoato catalítico, permitindo comparar posteriormente os resultados teóricos aos experimentais e determinar eficiências.

O coeficiente de empuxo é definido como  $C_F = F/(P_c A_t)$  e é calculado pelo programa NASA CEA 2004. A partir do coeficiente de empuxo, do empuxo e pressão especificados, calcula-se o diâmetro da garganta da tubeira:

$$d_t = \left( \frac{4 F}{\pi C_F P_c} \right)^{1/2} = \left( \frac{4 \cdot 0,27}{\pi \cdot 1,2392 \times 5 \times 10^5} \right)^{1/2} = 0,74 \text{ mm}$$

Alguns valores de referência para o projeto de um resistojoato catalítico são mostrados na Tabela (2).

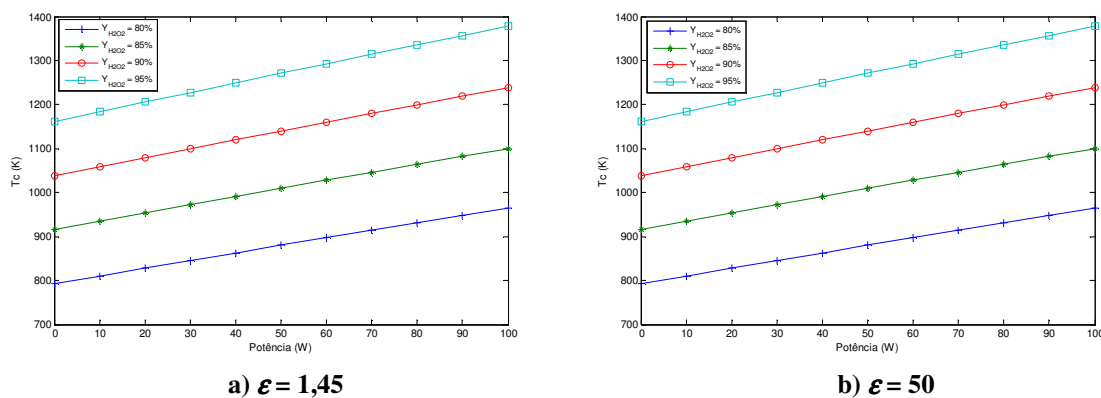


Figura 2. Temperatura da câmara de combustão versus potência elétrica fornecida para diversas vazões mássicas do propelente, com  $P_c = 5 \text{ bar}$ .

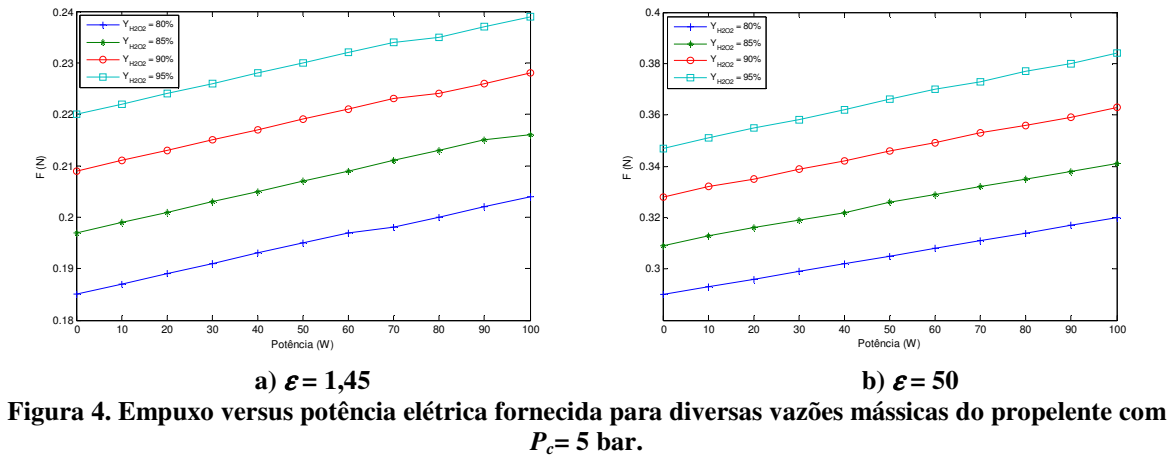
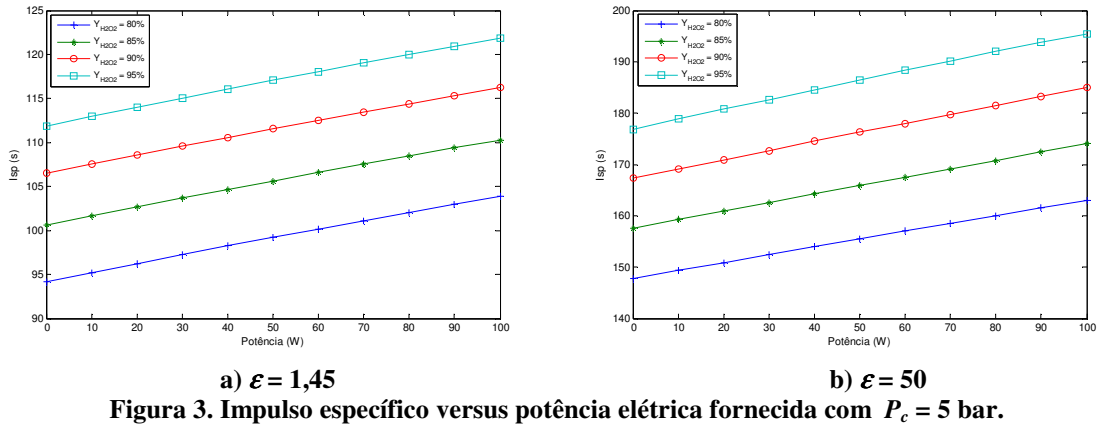


Tabela 2. Valores de referência para o projeto de um resistojato catalítico com peróxido de hidrogênio aquoso a 95%.

Potência máxima (W)	100
Empuxo máximo (N)	0,24
Razão de expansão da tubeira, $\epsilon$ (-)	2
Diâmetro da garganta da tubeira (mm)	0,7
Coefficiente de empuxo (-)	1,24
Pressão na câmara (atm)	5
Impulso específico máximo (s)	137
Vazão mássica (g/s)	0,2
Eficiência térmica (%)	90

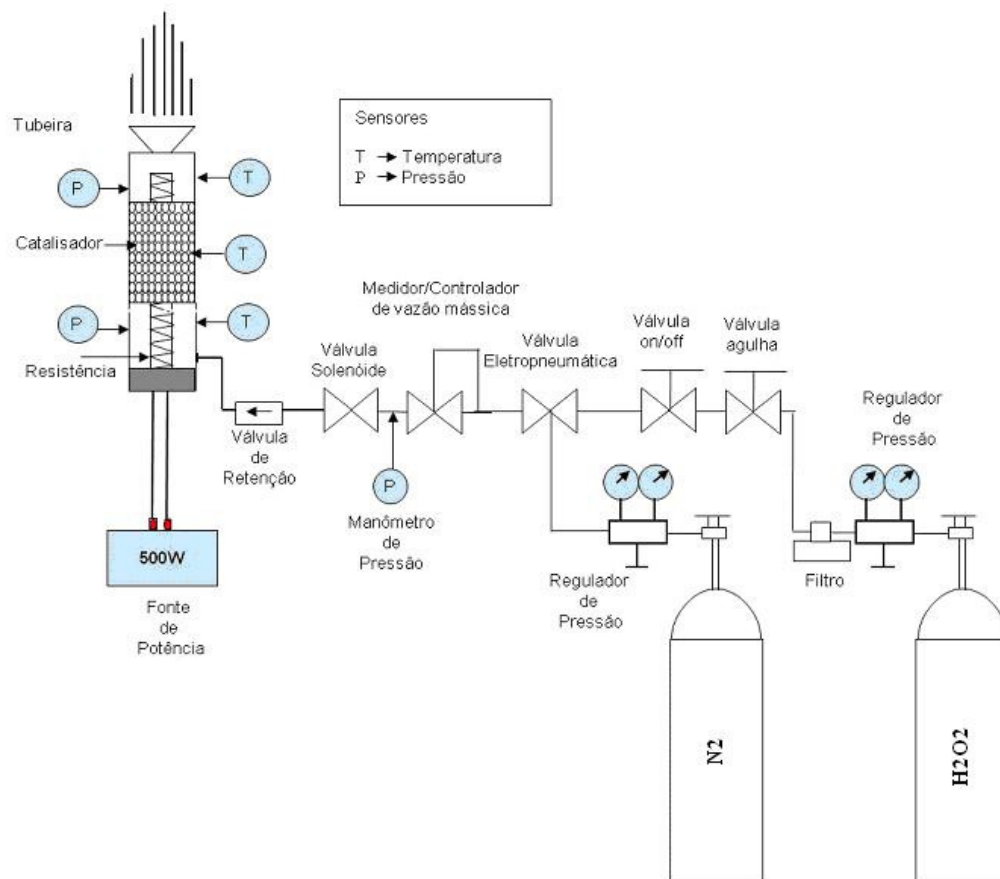


Figura 5. Esquema de uma bancada de testes de propulsores eletrotérmicos.

## 5 Conclusões

Este trabalho descreveu uma análise teórica simplificada do desempenho de um propulsor eletrotérmico catalítico usando peróxido de hidrogênio. Foram determinados parâmetros para o projeto de um propulsor com empuxo de 0,27 N e com potência de 100 W. Foram analisados os efeitos da adição de energia, da razão de expansão da tubeira e da concentração do propelente sobre a temperatura final na câmara termo-catalítica, o empuxo e o impulso específico do propulsor. A fabricação do propulsor está em andamento.

## Referências

- Hoole R., Resistojet demonstration model (in Dutch, MSc thesis), Delft University of Technology, 1990.
- Szabo J., "Advances in electrostatic propulsion: ion and Hall thrusters at the Aerospace Corporation", AIAA 95 - 3544.
- Jahn, R.G., Physics of electric propulsion, 1st ed., New York, McGraw-Hill, 1968.
- Sutton, G. and Biblarz, O. , Rocket Propulsion Elements. 6th edition, John Wiley and Sons Inc, 1992.,
- Giacobone A., Low thrust propulsion system research (MSc thesis), Delft University of Technology, 2003.
- Turner, M.J.L., Rocket and Spacecraft Propulsion, Principles, Practice and New Developments. 3th edition., Chichester-UK, Springer-Praxis, 2009.
- Davis Jr, N.S., Keefe, J.H., Concentrated Hydrogen Peroxide as a Propellant, Industrial and Engineering Chemistry, v.48, n.4, p. 745-748, 1956.
- Albuquerque Junior, J., Desenvolvimento de um propulsor eletrotérmico catalítico para satélites usando óxido nítrico como propelente, 2009. 168 p. (INPE-15749-TDI/1494). Dissertação (Mestrado em Propulsão e Combustão) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2009.