

## **PERFORMANCE TEÓRICA DE UM RESISTOJATO CATALÍTICO DE PERÓXIDO DE HIDROGÊNIO**

Tiago dos Santos Ramos, [tiago@lcp.inpe.br](mailto:tiago@lcp.inpe.br)  
Roger Apaza Vasquez, [roger@lcp.inpe.br](mailto:roger@lcp.inpe.br)  
Fernando de Souza Costa, [fernando@lcp.inpe.br](mailto:fernando@lcp.inpe.br)

**Laboratório Associado de Combustão e Propulsão**  
**Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais**

Rodovia Presidente Dutra, km 40, Cachoeira Paulista, SP, 12630-000, Brasil

***Resumo:** Resistojatos catalíticos são propulsores de baixo empuxo onde um elemento resistivo e um catalisador aquecem e decompõem o propelente líquido antes de sua ejeção a altas velocidades por uma tubeira. Podem ser utilizados em manobras de órbitas de precisão e atitude de satélites. Este trabalho apresenta uma análise teórica simplificada da performance de um resistojato catalítico empregando o peróxido de hidrogênio ( $H_2O_2$ ) como monopropelente. São descritos alguns parâmetros de performance e estudados os efeitos da adição de energia, da vazão mássica e da concentração do propelente sobre a temperatura final de aquecimento, o empuxo e o impulso específico do propulsor.*

***Palavras-chave:** resistojato, propulsor eletrotérmico,  $H_2O_2$ , propulsão elétrica*

### **1. INTRODUÇÃO**

Os resistojatos catalíticos são propulsores eletrotérmicos de baixo empuxo ( $\sim 1N$ ) 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).

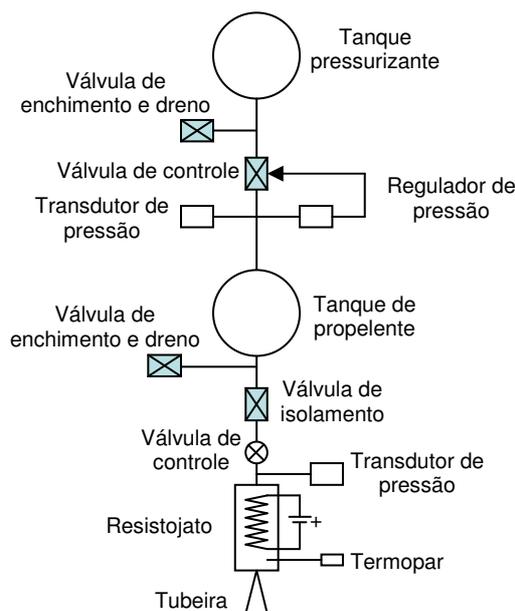
Os sistemas de propulsão elétrica podem apresentar uma maior eficiência de massas, isto é, uma maior razão entre a carga útil e a massa total inicial, desde que os sistemas de potência utilizados (baterias, condicionamento e painéis solares) não tenham massa muito elevada. Uma maior eficiência é obtida 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.

A Figura 1 mostra o esquema de um sistema propulsivo utilizando resistojoato.



**Figura 1. Esquema de um sistema propulsivo para resistojoato.**

Soluções aquosas de peróxido de hidrogênio ( $H_2O_2$ ) cujas concentrações estejam entre 65 e 100 % são interessantes para aplicações em propulsão, pois se decompõem exotermicamente, gerando produtos não tóxicos (green propellant), possuem alto ponto de ebulição ( $122\sim 150^\circ C$ ), alta densidade ( $1,25\sim 1,45\text{ g/ml}$ ) e baixa viscosidade ( $1,2\sim 1,25$  Centipoises). Apesar de o ponto de congelamento ser relativamente alto ( $-65\sim 30^\circ C$ ), 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).

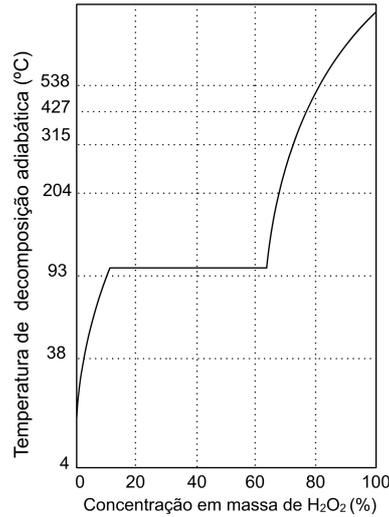
A alta densidade do peróxido de hidrogênio possibilita o uso de tanques menores e, portanto mais leves relativamente a outros oxidantes. É um propelente não criogênico e apresenta decomposição relativamente baixa, de cerca de 1% ao ano, facilitando assim seu armazenamento e manuseio (Gouvêa, 2007).

Na década de 1930, Walter (1956), na Alemanha, foi o primeiro a utilizar um leito catalítico para decompor o  $H_2O_2$  com fins propulsivos. Pasini *et al.* (2007) mencionam que os catalisadores mais utilizados atualmente são prata, permanganatos de metais alcalinos e óxidos de manganês (tipicamente  $MnO_2$  e  $Mn_2O_3$ ). Existem algumas experiências com platina depositada sobre alumina, dióxido de rutênio, pentóxido de divanádio e óxido de chumbo. Nenhuma destas soluções é livre de problemas: no caso da prata o problema principal é a limitação de temperatura e o envenenamento; no caso de catalisadores cerâmicos, a pulverização e a resistência; no caso de leitos de materiais compactados (pellets), a resistência excessiva ao escoamento; e no caso de catalisadores suportados em matrizes pode ocorrer a estratificação do escoamento.

A temperatura de decomposição catalítica depende da concentração da solução aquosa de peróxido de hidrogênio, conforme mostra a Figura 2.

Neste trabalho busca-se analisar o desempenho teórico de um propulsor eletrotérmico catalítico empregando uma mistura aquosa de peróxido de hidrogênio como monopropelente, visando obter dados preliminares para o projeto de um protótipo de propulsor.

O desempenho do propulsor vai depender da eficiência do catalisador, da eficiência térmica, da concentração do reagente e das temperaturas de aquecimento (na entrada da câmara). Serão apresentados a seguir alguns parâmetros de desempenho teórico do propulsor em função da potência elétrica usada.



**Figura 2. Temperatura de decomposição adiabática versus percentual em massa de H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>, a 1 atm.**  
 Fonte : Schumb et al.(1955)

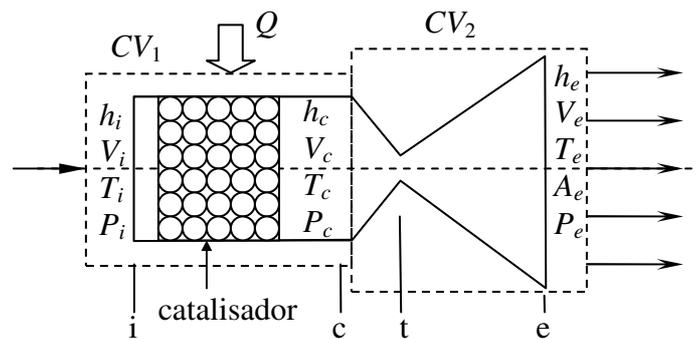
## 2. PARÂMETROS DE DESEMPENHO DE UM RESISTOJATO CATALÍTICO DE H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>

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 3 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 3. Esquema do escoamento no resistojato com leito catalítico.**

A velocidade de exaustão na tubeira dos gases aquecidos é obtida aplicando-se a primeira lei da termodinâmica para o escoamento no  $CV_2$ . Considerando escoamento unidimensional isentrópico em regime permanente e com propriedades constantes entre o final da câmara termo-catalítica e a saída da tubeira, obtém-se:

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

onde  $h_e$  é a entalpia do gás na saída da tubeira e  $h_{oc} = h_c + V_c^2/2$  é a entalpia de estagnação do gás na saída da câmara termo-catalítica. A entalpia de estagnação também pode ser calculada por

$$h_{oc} \cong h_i + \eta P / \dot{m} \quad (3)$$

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.

Adotando a abordagem clássica da propulsão de foguetes, considerando um calor específico médio durante a exaustão na tubeira,  $c_{p,e}$ , pode-se reescrever a Eq. (2) como:

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

onde  $T_{oc}$  é a temperatura de estagnação do gás na saída da câmara termo-catalítica e  $T_e$  é a temperatura de exaustão da tubeira. Tendo em conta que a velocidade de escoamento na câmara termo-catalítica é relativamente baixa, a temperatura final de aquecimento é  $T_c \cong T_{oc}$  e vai depender da eficiência do catalisador, do calor fornecido e da eficiência térmica (= calor recebido pelo propelente / calor dissipado no aquecedor).

O impulso específico,  $Isp$ , é um parâmetro de desempenho propulsivo definido por:

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

onde  $F$  é o empuxo e  $g_o$  é a aceleração da gravidade ao nível do mar (= 9.81 m/s<sup>2</sup>). O impulso específico,  $Isp$ , é proporcional à velocidade de exaustão na saída do bocal.

A eficiência propulsiva elétrica pode ser definida como a razão entre a potência do jato de exaustão e a potência elétrica fornecida somada ao fluxo de entalpia do propelente. Considerando calores específicos médios constantes e velocidades de escoamento baixas na câmara, tem-se:

$$\eta_F = \frac{\dot{m}V_e^2/2}{P + \dot{m}h_i} = \frac{V_e^2/2}{P/\dot{m} + h_i} = \frac{V_e^2/2}{h_e + V_e^2/2} = \frac{h_{oc} - h_e}{h_{oc}} = 1 - \frac{h_e}{h_{oc}} \cong 1 - \frac{T_e}{T_c} \quad (6)$$

A seguir apresenta-se a determinação dos parâmetros de desempenho do propulsor eletrotérmico catalítico considerando dois casos: i) o H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> aquoso está totalmente dissociado na saída do leito catalítico, formando somente H<sub>2</sub>O e O<sub>2</sub> como produtos gasosos a alta temperatura; e ii) H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> aquoso está totalmente dissociado na saída do leito catalítico, formando vários produtos em equilíbrio termodinâmico e a alta temperatura na saída da câmara.

### 3. DETERMINAÇÃO DOS PARÂMETROS DE DESEMPENHO DO PROPULSOR

#### 3.1. Caso com dissociação total simples

Admite-se inicialmente que haja decomposição total da mistura aquosa de H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> pelo catalisador, segundo a reação:



onde  $X$  é a fração molar do peróxido na mistura. Esta pode ser obtida em termos da fração de massa do peróxido,  $Y$ , assim,  $X = 18Y/(34 - 16Y)$ . A massa molar da solução aquosa entrando no propulsor é dada por  $M_i = 612/(34 - 16Y)$ . A massa molar dos produtos é  $M_c = 18X_{H_2O,c} + 32(1 - X_{H_2O,c})$  onde  $X_{H_2O,c} = (1 + 0.5X)^{-1}$ . As frações de massa de H<sub>2</sub>O e O<sub>2</sub> nos produtos são:  $Y_{H_2O,c} = 18/(18 + 16Y)$  e  $Y_{O_2,c} = 1 - Y_{H_2O,c}$ .

Desprezando a energia cinética dos gases na câmara termo-catalítica, pode-se reescrever a Eq. (3):

$$h_c \cong h_i + \frac{\eta P}{\dot{m}} \quad (8)$$

onde

$$h_i = Yh_{H_2O,i} + (1-Y)h_{H_2O,i} \quad (9)$$

$$h_c = Y_{H_2O,c}h_{H_2O,c} + (1 - Y_{H_2O,c})h_{O_2,c} \quad (10)$$

Substituindo as Eqs. (9) e (10) na Eq. (8), resulta:

$$\frac{18}{18+16Y}h_{H_2O,c} + \frac{16Y}{18+16Y}h_{O_2,c} = Yh_{H_2O_2,i} + (1-Y)h_{H_2O,i} + \frac{\eta P}{\dot{m}} \quad (11)$$

onde  $h_{H_2O,c} = h_{f,H_2O,g} + \Delta h_{H_2O,c,g}$ ,  $h_{O_2,c,g} = \Delta h_{O_2,c,g}$ ,  $h_{H_2O_2,i} = h_{f,H_2O_2,i} + \Delta h_{H_2O_2,i}$  e  $h_{H_2O,i} = h_{f,H_2O,i} + \Delta h_{H_2O,i}$  são as entalpias das espécies envolvidas ( $h_{f,k}$  e  $\Delta h_k$  são, respectivamente, as entalpias de formação e entalpias sensíveis das espécies  $k = H_2O, O_2$  e  $H_2O_2$ , o subscrito  $i$  indica condições na entrada da câmara termo-catalítica e o subscrito  $c$  indica condições na saída da câmara termo-catalítica).

A temperatura de estagnação final após aquecimento e decomposição,  $T_c$ , pode então ser calculada a partir da Eq. (11), uma vez conhecidas às entalpias de formação e sensíveis dos reagentes e produtos. Uma vez mensurada a temperatura na saída da câmara termo-catalítica, podem ser determinados o impulso específico e o empuxo teórico do propulsor, conhecida a razão de expansão da tubeira.

Pode-se obter a seguinte expressão aproximada para a temperatura na saída da câmara termo-catalítica, considerando calores específicos médios para os produtos e para reagentes entrando a 298 K:

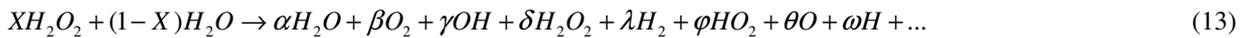
$$T = 298 + \frac{\left(1 + \frac{8}{9}Y\right) \left(Yh_{H_2O_2,i} + (1-Y)h_{H_2O,i} + \frac{\eta P}{\dot{m}}\right) - h_{f,H_2O,c}}{c_{p,H_2O,c} + \frac{8Y}{9}c_{p,O_2,c}} \quad (12)$$

Usando esta expressão e adotando  $c_{p,H_2O,g} = 2294$  J/kg.K,  $c_{p,O_2,g} = 1090$  J/kg.K,  $h_{f,H_2O,c} = -1.3435E7$  J/kg,  $h_{f,H_2O,i} = -1.5879E7$  J/kg e  $h_{f,H_2O_2,i} = -3.9336E6$  J/kg, são obtidos gráficos similares aos obtidos considerando a entalpia variando em função da temperatura, mostrados na seção 4.

### 3.2. Caso com dissociação total e equilíbrio químico na saída da câmara

Se houver dissociação total do propelente pela ação do catalisador, com a formação de um grande número de produtos, e tempo suficiente para se alcançar o equilíbrio químico após o aquecimento, pode-se utilizar as leis de conservação de massa, energia e relações de equilíbrio químico para o sistema reativo considerado.

Pode-se então escrever a reação global:



onde cada produto está em equilíbrio com seus elementos formadores. Os coeficientes estequiométricos  $\alpha, \beta, \dots$  dependem da fração molar  $X$  do peróxido de hidrogênio.

Para simular este caso utilizou-se o programa de equilíbrio químico CEA NASA 2004, considerando os diversos produtos de decomposição. A adição de energia ao escoamento foi simulada aumentando-se as entalpias de formação dos reagentes de uma quantidade  $Q$ , função da potência elétrica e da vazão do escoamento:  $Q = P/\dot{m}$ . A adição de energia é feita de modo proporcional à fração mássica de cada elemento na mistura aquosa de peróxido de hidrogênio.

Verificou-se, no entanto, ao rodar o programa CEA NASA 2004, que a dissociação dos produtos principais não é significativa, havendo a formação basicamente de  $O_2$  e  $H_2O$ . Deve-se notar que este programa considera propriedades termodinâmicas variando com a temperatura.

## 4. RESULTADOS E COMENTÁRIOS

As características propulsivas de um resistojato empregando peróxido de hidrogênio foram determinadas com ajuda das equações acima, empregando um algoritmo escrito em linguagem Matlab e usando o programa CEA NASA 2004.

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. Consideraram-se os casos com decomposição total simples e decomposição com equilíbrio químico, adotando-se a pressão na câmara termo-catalítica  $P_c = 5$  bar, temperatura de entrada dos propelentes  $T_i = 298$  K e eficiência térmica  $\eta = 90\%$ .

As Figuras 4, 5 e 6 mostram, respectivamente, a temperatura, o impulso específico e o empuxo versus a potência elétrica fornecida para o caso de escoamento com aquecimento e dissociação simples do  $H_2O_2$ , com diferentes concentrações do propelente e vazões mássicas de 0,2 e 0,25 g/s, admitindo-se uma pressão de exaustão semelhante a pressão ambiente.

Pode-se notar nas figuras 4, 5 e 6 que o aumento da potência fornecida ao escoamento produz um aumento da temperatura na câmara de combustão, do impulso específico e do empuxo, como desejado. Uma vazão menor provoca um aumento das temperaturas e do impulso específico, porém uma redução no empuxo. O fornecimento 400 W de potência possibilita um aumento de cerca de 39% na temperatura final da câmara de combustão, 28% no impulso específico e 30% no empuxo para a vazão de 0,25 g/s, em relação ao sistema sem aquecimento, com peróxido a 95 %.

As figuras 7, 8 e 9 mostram, respectivamente, a temperatura na câmara termo-catalítica, o impulso específico e o empuxo, considerando o escoamento na câmara com decomposição e equilíbrio químico, ou seja, a reação na câmara de combustão ocorre em tempo suficiente para que a decomposição do reagente seja completa. 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 para este escoamento foi de 0,2 g/s.

Com o fornecimento de calor ao escoamento, observa-se que o comportamento é semelhante ao ocorrido para o caso anterior, ou seja, com um aumento da potência haverá aumentos nas temperaturas, nos impulsos específicos e empuxos.

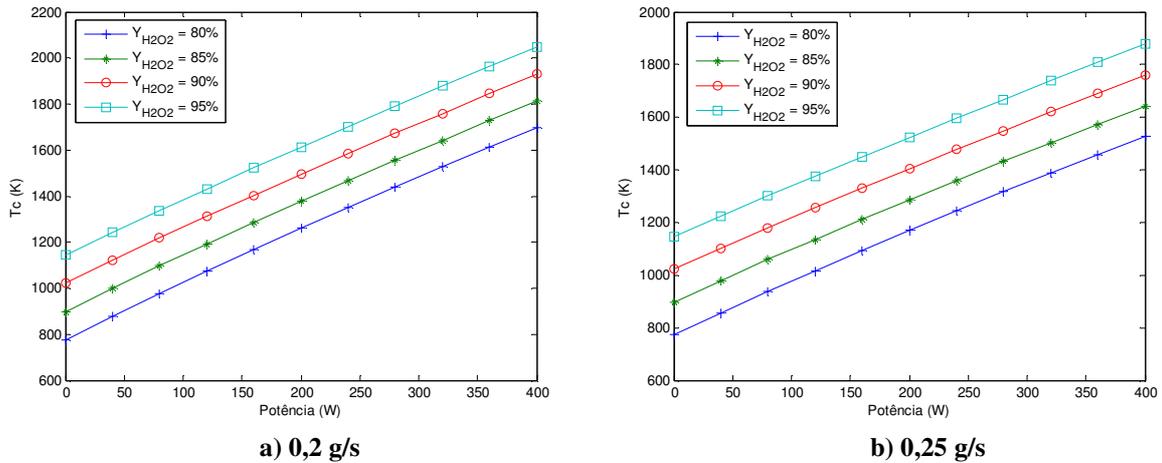


Figura 4. Temperatura da câmara termo-catalítica em função da potência fornecida para decomposição simples do  $H_2O_2$ .

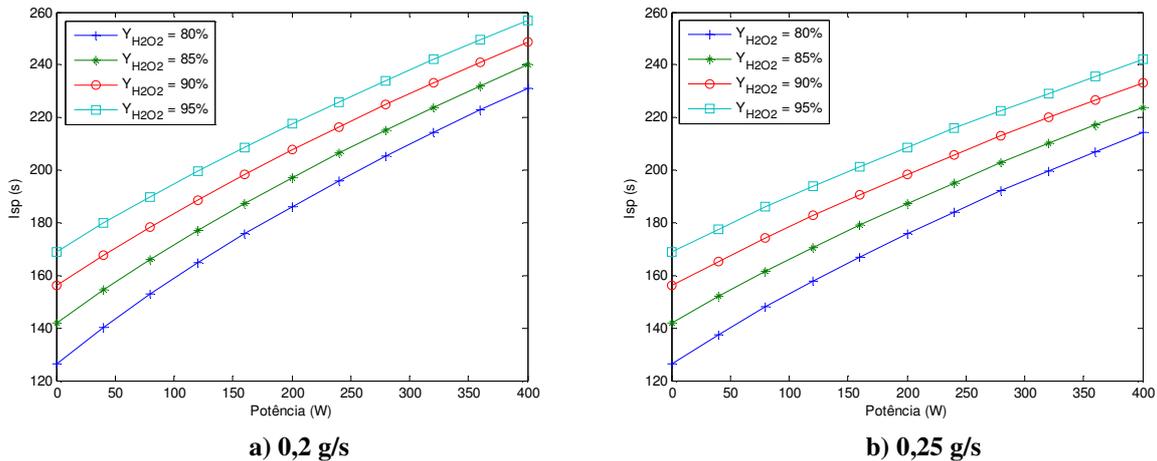
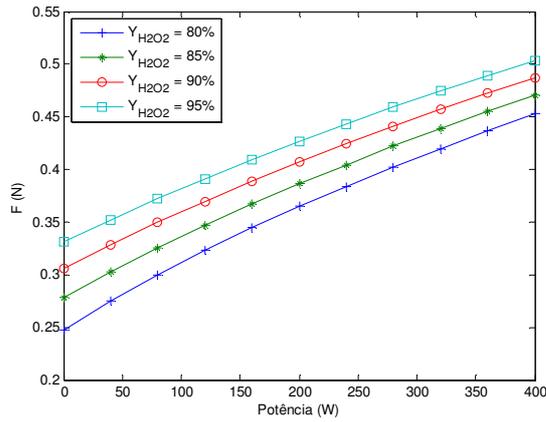
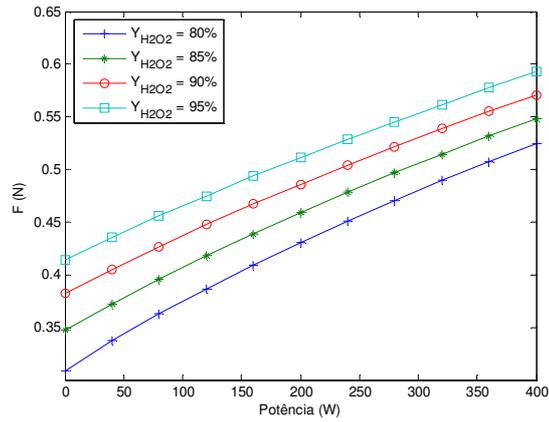


Figura 5. Impulso específico em função da potência para decomposição simples do  $H_2O_2$ .

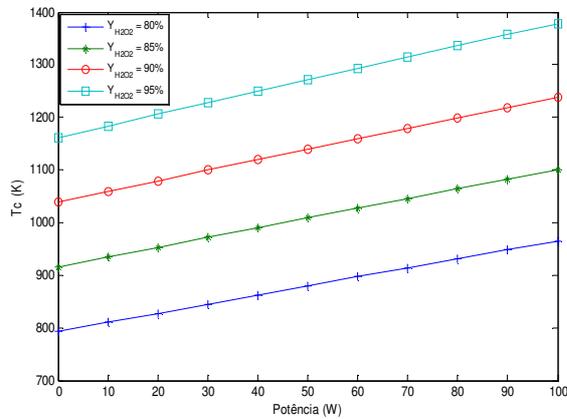


a) 0,2 g/s

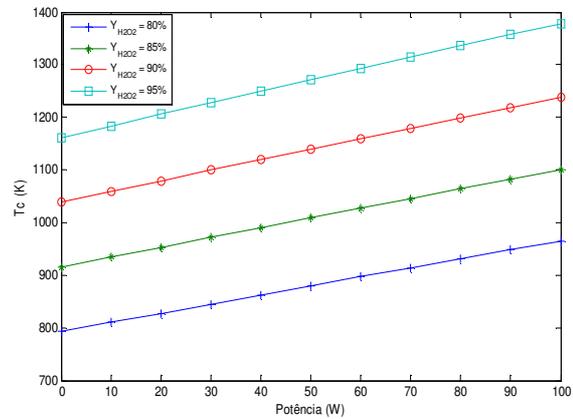


b) 0,25 g/s

Figura 6. Empuxo em função da potência para decomposição simples do  $H_2O_2$ .

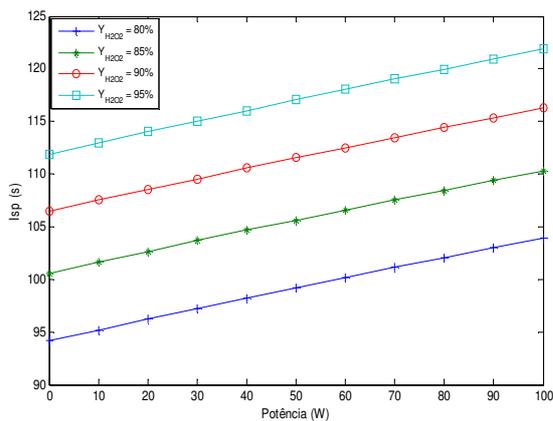


a)  $\epsilon = 1,45$

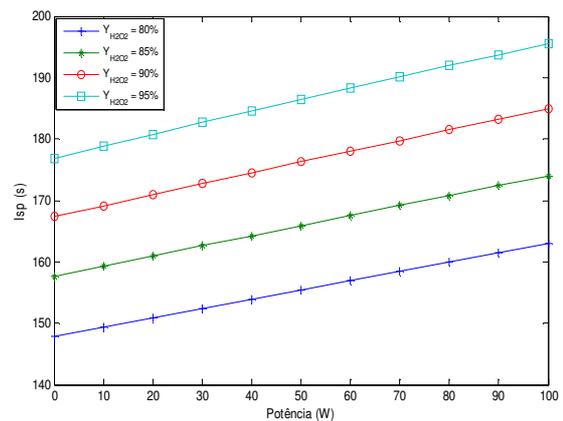


b)  $\epsilon = 50$

Figura 7. Temperatura da câmara termo-catalítica versus potência elétrica fornecida, admitindo processo com equilíbrio químico na câmara e escoamento congelado na tubeira (adaptada), para diversas vazões mássicas do propelente, com  $P_c = 5$  bar.

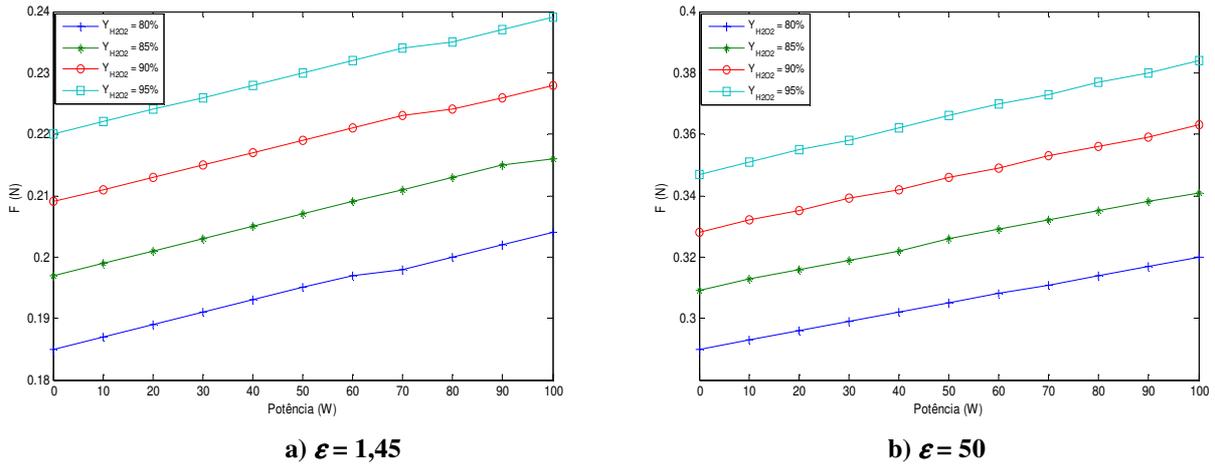


a)  $\epsilon = 1,45$



b)  $\epsilon = 50$

Figura 8. Impulso específico versus potência elétrica fornecida, admitindo processo com equilíbrio químico na câmara termo-catalítica e escoamento congelado na tubeira (adaptada), para diversas vazões mássicas do propelente, com  $P_c = 5$  bar.



**Figura 9. Empuxo versus potência elétrica fornecida, admitindo processo com equilíbrio químico na câmara termo-catalítica e escoamento congelado na tubeira (adaptada), para diversas vazões mássicas do propelente, com  $P_c = 5$  bar.**

Verifica-se que os resistojetos com tubeiras tendo razão de expansão 50 apresentam impulsos específicos e empuxos maiores que resistojetos com tubeiras tendo razão de expansão 1,45, porém as temperaturas são semelhantes na saída da câmara termo-catalítica, pois independem da razão de expansão da tubeira.

O empuxo é calculado pela Eq. (1), considerando a pressão de exaustão dos produtos de decomposição igual à pressão externa. O impulso específico é obtido usando a Eq. (5), devendo-se ter em mente que a velocidade de exaustão depende da razão de expansão da tubeira. No caso anterior a temperatura de exaustão era mantida constante enquanto no presente caso, admitindo condições em equilíbrio na câmara e tubeira, a temperatura de exaustão varia, pois a tubeira é adaptada para cada razão de expansão.

### 5. PROJETO DE UM RESISTOJATO CATALÍTICO DE H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> PARA TESTES

Os resultados mostrados servem de base para o pré-dimensionamento de um resistojato catalítico, permitindo comparar posteriormente os resultados teóricos aos experimentais e determinar eficiências. Alguns valores de referência para o projeto de um resistojato catalítico são mostrados na Tabela (2), obtidas considerando médias dos casos anteriores. O esquema de uma bancada para testes do propulsor já disponível é mostrado na Fig. (10).

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:

$$d_t = \left( \frac{4 F}{\pi C_F P_c} \right)^{1/2} = \left( \frac{4 \cdot 0,25}{\pi \cdot 1,436 \times 5 \times 10^5} \right)^{1/2} = 0,665 \text{ mm}$$

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

Potência máxima (W)	100
Empuxo máximo (N)	0,27
Razão de expansão da tubeira, $\epsilon$ (-)	2
Diâmetro da garganta da tubeira (mm)	0,7
Coefficiente de empuxo (-)	1,24
Pressão na câmara (bar)	5
Impulso específico máximo (s)	137
Vazão mássica (g/s)	0,2
Eficiência térmica (%)	90

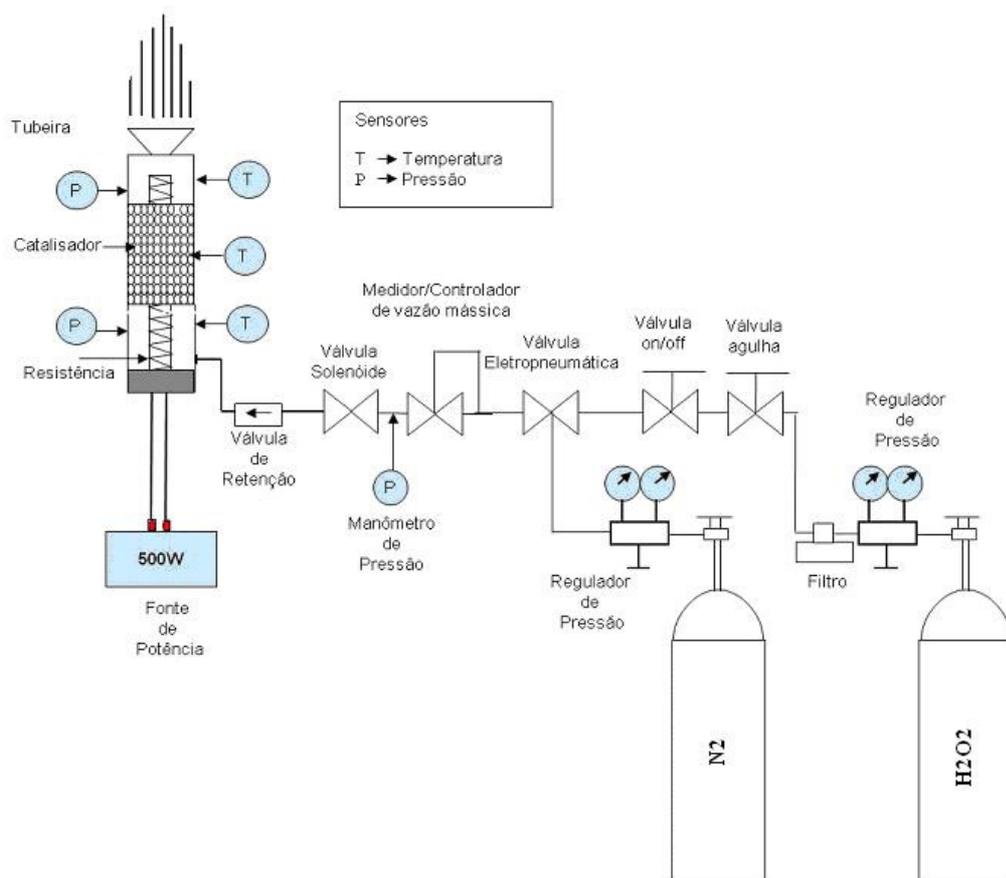


Figura 10. Esquema de uma bancada de testes de propulsores eletrotérmicos.

## 6. CONCLUSÕES

Este trabalho descreveu uma análise teórica simplificada do desempenho de um resistojato catalítico utilizando uma solução aquosa de peróxido de hidrogênio como monopropelente. Resistojatos são propulsores elétricos de baixo empuxo usados para controle de órbita, atitude e posicionamento de satélites.

Foram desenvolvidos modelos para descrever o processo de aquecimento com fornecimento de energia e com decomposição catalítica, considerando a decomposição completa do peróxido de hidrogênio em água e oxigênio.

Foram apresentados os parâmetros de performance do propulsor e analisados os efeitos da adição de energia, da vazão mássica e da concentração do propelente sobre a temperatura final na câmara termo-catalítica, o empuxo e o impulso específico do propulsor.

Dados para o projeto preliminar de um propulsor de 0,25 N consumindo até 100 W foram apresentados.

## 7. REFERÊNCIAS

- Albuquerque Junior, J., 2009, "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.
- CEA - Chemical Equilibrium with Applications. Cleveland, OH: Glenn Research.
- Center-NASA <http://www.grc.nasa.gov/WWW/CEAWeb/ceaguiDownload-win.htm>.
- David, R. Lide, E., 2009, CRC Handbook of Chemistry and Physics, 89th Edition (Internet Version 2009), CRC Press/Taylor and Francis, Boca Raton, FL.
- Davis Jr, N. S., Keefe, J. H., 1956, "Concentrated Hydrogen Peroxide as a Propellant". Industrial and Engineering Chemistry, v.48, n.4, p. 745-748 Szabo J., "Advances in electrostatic propulsion: ion and Hall thrusters at the Aerospace Corporation", AIAA 95 -3544.
- Giacobone A., 2003, "Low thrust propulsion system research (MSc thesis)", Delft University of Technology.
- Gouvêa, L. H., 2007, "Análise de desempenho de um motor híbrido utilizando parafina e peróxido e hidrogênio como propelentes", 2007. 169 p. (INPE-15389-TDI/1406). Dissertação (Mestrado em Propulsão e Combustão) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos.
- Hoole R., 1990, "Resistojet demonstration model (in Dutch, MSc thesis)", Delft University of Technology.
- Jahn, R. G., , 1968 Physics of electric propulsion, 1st ed., New York, McGraw-Hill.

- Lawrence, T.J., Zakirov A. Goeman V., Sweeting M N., 2000, "Surrey Research on Nitrous Oxide Catalytic Decomposition for Space Applications", the 14th Annual AIAA/USLJ Conference on Small Satellites. 21-24 August.
- Mattos, I. L., Shiraishi, K. A., Braz, A. D., Fernandes, J. R., 2003, "Peróxido de Hidrogênio: Importância e Determinação", *Quim. Nova*, Vol. 26, No. 3, 373-380.
- Pasini A., Torre L., Romeo L., Cervone A., d'Agostino L., Musker A. J., Saccoccia G., 2007, "Experimental Characterization of a 5 N Hydrogen Peroxide Monopropellant Thruster Prototype", 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit AIAA 2007-5465
- Sutton G and Biblarz O., 1992, *Rocket Propulsion Elements*. 6th edition, John Wiley and Sons Inc.
- Pietrobon S. S., 1999, "High Density Liquid Rocket Boosters for the Space Shuttle", *Journal of the British Interplanetary Society*, vol.52, pp 163-168, May/June.
- Runckel J. F., Willis C.M., Salters Jr. L. B., 1963, "Investigation of Catalyst Beds for 98-Percent-Concentration Hydrogen Peroxide", NASA TN D-1808, Langley Research Center, Hampton, Virginia.
- Sungyong A., Hayoung L., Sejin K., 2007, "Hydrogen Peroxide Thruster Module for Microsatellites with Platinum Supported by Alumina as Catalyst", 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit AIAA 2007-5467.
- Sungyong A., Sejin K., 2008, "Catalyst Bed Sizing of 50 Newton Hydrogen Peroxide Monopropellant Thruster", 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit AIAA 2008-5109.
- Sutton G and Biblarz O., 2001, *Rocket Propulsion Elements*. 6th edition, John Wiley and Sons Inc.
- Turner, M. J. L., 2009, *Rocket and Spacecraft Propulsion, Principles, Practice and New Developments*. 3th edition., Chichester-UK, Springer-Praxis.
- Walter H., 1956, "Hydrogen Peroxide Rockets", in "History of German Guided Missile Developments", ed. Benecke, T and Quick, A. W., AGARDograph N°20.