

# CARACTERIZAÇÃO EXPERIMENTAL DA TAXA DE REGRESSÃO DE COMBUSTÍVEIS SÓLIDOS USANDO PERÓXIDO DE HIDROGÊNIO COMO OXIDANTE

**Leonardo Henrique Gouvêa**

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - Laboratório Associado de Combustão e Propulsão,  
Rod. Presidente Dutra Km 40, Cachoeira Paulista - SP,  
gouvea@lcp.inpe.br

**Fernando de Souza Costa**

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - Laboratório Associado de Combustão e Propulsão,  
Rod. Presidente Dutra Km 40, Cachoeira Paulista - SP,  
fernando@lcp.inpe.br

**Resumo:** *Um renovado interesse por sistemas de propulsão mais seguros, baratos e com baixo impacto ambiental tem levado instituições de pesquisa e corporações ao redor do mundo a investirem no desenvolvimento de sistemas de propulsão híbrida. Apesar de estudada desde 1930, somente agora, com o surgimento de demandas relativas ao turismo espacial, lançamento de nanosatélites e à privatização de missões espaciais, é que a propulsão híbrida tem recebido uma maior atenção. Diversos tipos de propelentes híbridos já foram testados, cada qual com vantagens e desvantagens em termos de custo, desempenho, segurança e impacto ambiental. Um dos parâmetros essenciais ao projeto de um propulsor híbrido é a taxa de regressão do combustível sólido para uma determinada condição de mistura oxidante/combustível. O objetivo deste trabalho é determinar experimentalmente a taxa de regressão de combustíveis sólidos queimando com o peróxido de hidrogênio líquido em propulsores híbridos.*

**Palavras Chave:** *Propulsão Híbrida, Peróxido de Hidrogênio, Taxa de Regressão, Parâmetros de Desempenho.*

## 1 Introdução

O auge do desenvolvimento da propulsão química ocorreu durante a guerra fria, quando o controle da tecnologia de propulsores servia como parâmetro de medida de superioridade bélica das nações. Foi neste período que as tecnologias de propulsão líquida e híbrida ganharam terreno junto à propulsão sólida que já era bem conhecida e utilizada desde a antiguidade. O progresso nos estudos destes sistemas ocorreu devido à necessidade de foguetes maiores e com alcances maiores, para uso em mísseis balísticos intercontinentais e na corrida espacial.

O conceito de propulsão híbrida está relacionado à mistura de características dos propulsores líquidos e sólidos.

Nos sistemas híbridos os propelentes são armazenados em estados físicos diferentes, e geralmente empregam o oxidante no estado líquido e o combustível no estado sólido.

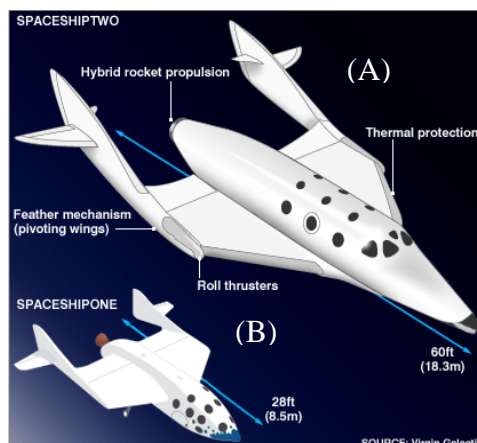
Apesar de nunca ter sido interrompido por completo, o desenvolvimento da propulsão híbrida foi ofuscado pelo crescimento dos sistemas líquidos, que apresentam empuxos elevados, e pela utilização em larga escala dos sistemas sólidos, em função destes apresentarem características mais apropriadas a propósitos bélicos e já serem conhecidos há muito mais tempo. A Tabela 1 exemplifica parte da vasta gama de possibilidades de uso de propelentes híbridos, estudados desde 1930.

**Tabela 1. Exemplos de propelentes híbridos, período aproximado e local onde foram realizadas as pesquisas.**

Combustível	Oxidante	Ano	País
Gasolina Gelificada	LOx	1932	URSS
Carvão	N <sub>2</sub> O	1937	Alemanha
Grafite	LOx	1938	Alemanha
Carvão	GOx	1938	USA
Pinus (Douglas-Fir)	LOx	1947	USA
PE	H <sub>2</sub> O <sub>2</sub>	1951	USA
PBAN	LOx+ Fluorino	1960	França, USA
HTPB	LOx	1985	USA
PMMA	GOX	1992	USA
HTTP	GOX	1992	USA
HTPB	RFNA	1997	Alemanha
LDPE	H <sub>2</sub> O <sub>2</sub>	1998	USA
Parafina	LOx	2001	USA
Parafina	GOx	2001	USA
HTPB	N <sub>2</sub> O	2003-atual	USA, Japão, Taiwan
Parafina	N <sub>2</sub> O	2003-atual	USA, Brasil, Taiwan
Parafina	H <sub>2</sub> O <sub>2</sub>	2005-atual	USA, Brasil
Parafina	N <sub>2</sub> O <sub>4</sub>	2009-atual	Brasil, Índia
PVC	GOx	2011	Índia

Os sistemas de propulsão híbrida apresentam desempenho inferior aos sistemas líquidos bipropelentes largamente utilizados em grandes foguetes, porém suas vantagens quanto à flexibilidade no controle de empuxo, baixo impacto ambiental, toxicidade, robustez do grão propelente e custo relativamente baixo, os tornam atrativos para lançamento de pequenas cargas em órbita.

Espaçonaves já operacionais como o SpaceShipOne e SpaceShipTwo da Virgin Galactic, retratados na Figura 1, mostram que os investimentos econômico e intelectual feitos em propulsores híbridos já têm gerado frutos de interesse mercadológico.



**Figura 1. Ilustração das espaçonaves SpaceShipTwo (A) e SpaceShipOne (B)**  
Fonte: Virgin Galactic (2012)

É neste cenário otimista que torna-se necessário o desenvolvimento de novos propelentes capazes de suprir as deficiências encontradas nos sistemas atuais, que utilizam combustíveis sólidos com pequena taxa de regressão.

## 2 Fundamentação Teórica

Dentre os diversos parâmetros necessários para a concepção de um projeto de propulsor híbrido, um dos mais críticos é chamado de taxa de regressão, que pela teoria clássica é matematicamente expresso por:

$$\dot{r} = aG_{ox}^n \quad (1)$$

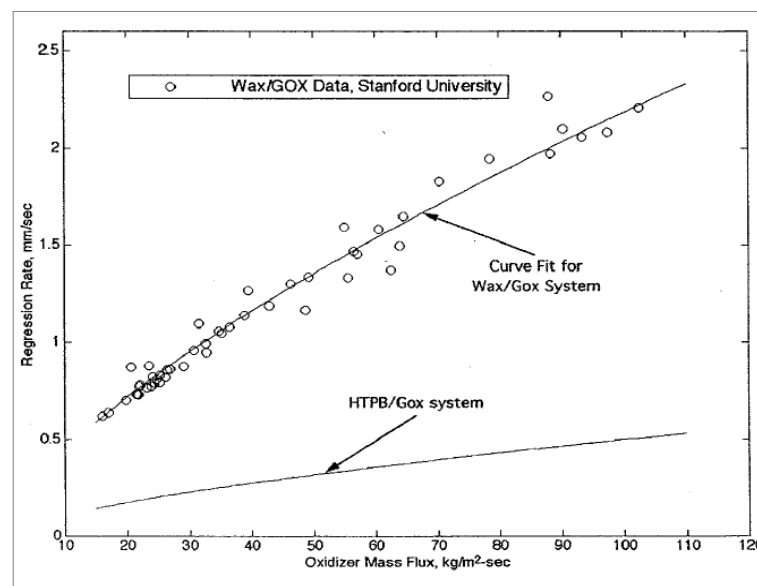
onde  $\dot{r}$  = taxa de regressão média  
 $a$  = coeficiente da taxa de regressão  
 $G_{ox}$  = fluxo mássico de oxidante da porta do grão combustível  
 $n$  = expoente da taxa de regressão

A taxa de regressão é a velocidade linear com que um dado grão combustível é consumido.

O peróxido de hidrogênio com propósito propulsivo tem sido empregado desde a década de 1930, em dispositivos militares alemães na 2ª Guerra Mundial, (Schumb et al., 1955)

Combustíveis baseados em parafina têm recebido especial atenção desde o ano de 2001, quando Karabeyoglu et al.(2001) publicaram estudos referentes alta taxa de regressão deste tipo de combustível se utilizado o oxigênio gasoso como oxidante.

Na Figura 2 pode-se observar que taxa de regressão do novo combustível à base de parafina, denominada na Figura 2 como *wax*, é da ordem de 3 a 4 vezes maior do que as apresentadas pela resina polibutadiênica hidroxilada (HTPB), que é um dos combustíveis mais utilizados em propulsores híbridos.



**Figura 2. Comparativo entre a taxa de regressão média do combustível baseado em parafina (*wax*) e HTPB, ambos com oxigênio gasoso como oxidante.**

Fonte: (Karabeyoglu et al. 2001)

Dentre os grupos que pesquisam este tipo de combustível podem ser citados os formado pela NASA/AMES research e a Universidade de Stanford nos Estados Unidos da America, cujos trabalhos publicados tratam dos pares propelentes óxido nítrico (N<sub>2</sub>O)/Parafina (McCormick et al., 2005) e oxigênio líquido(LOX)/Parafina (Karabeyoglu et al., 2004), o grupo da Universidade de Brasília que vem trabalhando com N<sub>2</sub>O/Parafina (Santos et al., 2005), a Academia da Força Aérea dos Estados Unidos (USAF), que realizou o primeiro trabalho a respeito da taxa de regressão do par H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>/Parafina (Brown e Lydon, 2005) e o grupo do Laboratório Associado de Combustão e Propulsão do INPE no Brasil (Gouvêa, 2007) que também tem investido esforços na melhor compreensão do par H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>/Parafina.

O objetivo deste trabalho é caracterizar a taxa de regressão para diferentes condições de mistura, catalisadores e injetores e composição de combustíveis sólidos a base de parafina, empregando o peróxido de hidrogênio ( $H_2O_2$ ) como oxidante, com concentrações maiores de 90%.

A motivação do trabalho deve-se ao fato da carência de dados referentes às taxas de regressão de combustíveis que não utilizam o oxigênio ou óxido nitroso como oxidante.

O cálculo de impulso específico feito pelo programa CEA-NASA, compilado na Figura 3, mostra que o peróxido de hidrogênio ( $H_2O_2$ ) apresenta desempenho similar ao óxido nitroso ( $N_2O$ ), pouco menor que o tetróxido de nitrogênio ( $N_2O_4$ ) e cerca de 10% menor que o oxigênio ( $O_2$ ) sob as mesmas condições de pressão de câmara e ajustados à mesma pressão ambiente.

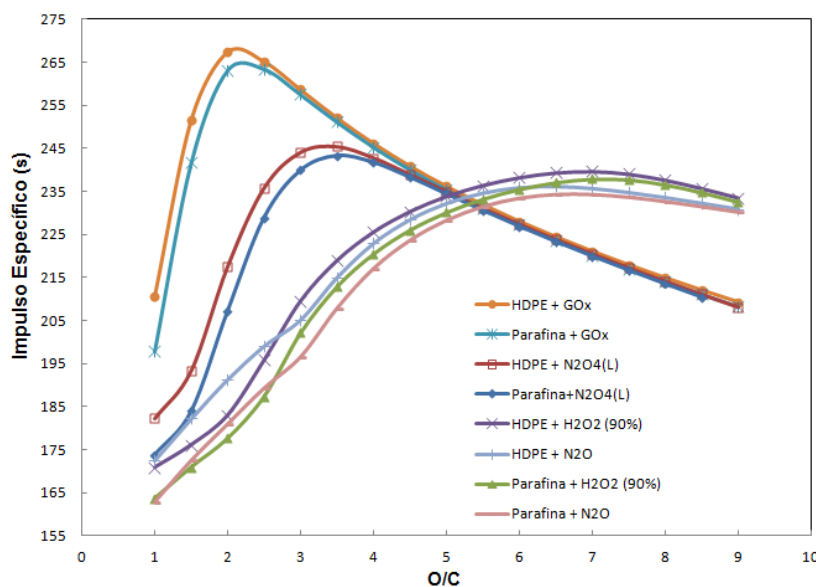


Figura 3. Impulso específico de diferentes pares propelentes em função da razão de mistura oxidante/combustível ajustado para pressão de câmara 15bar e pressão ambiente 960mbar.

Apesar da semelhança no impulso específico, o peróxido de hidrogênio tem propriedades que o destacam perante os outros oxidantes, dentre as quais podem ser citadas:

- Densidade relativamente elevada, como mostrado na Figura 4, favorecendo assim maior densidade de impulso específico.

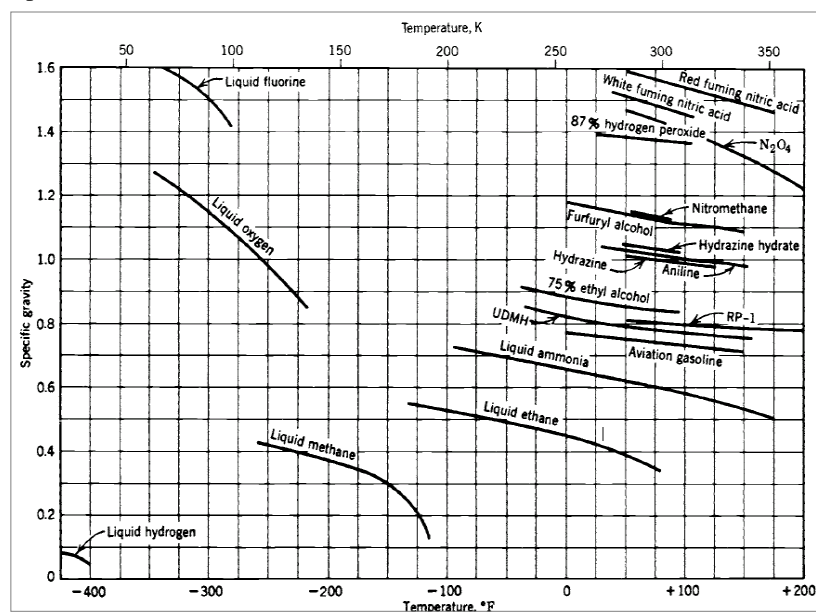


Figura 4. Comparativo de massa específica de diversos oxidantes empregados em propulsão híbrida  
Fonte: Sutton (1992)

- Decomposição catalítica exotérmica em H<sub>2</sub>O e O<sub>2</sub>.
- Ausência de sistema de ignição devida altas temperatura de decomposição catalítica, da ordem de 1000K.
- Estocável à temperatura e pressão ambiente, frente ao complexo sistema de armazenamento criogênico do oxigênio líquido.
- Pequena variação no impulso específico de cerca de 5% para 4,5<O/C<9, que é desejável, uma vez que para grãos monoperfurados, O/C é variável no tempo.

Um dos obstáculos encontrados no uso de peróxido de hidrogênio reside em utilizar um catalisador adequado para favorecer a sua rápida decomposição e assim gerar gases quentes em curto tempo.

Maia et al.(2012) têm procurado desenvolver novos catalisadores mássicos à base de óxidos de cobalto e manganês, a fim de obter rápida e completa decomposição do H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>, sem a necessidade de pré aquecimento, tornando o sistema muito mais simples, menos custoso, mais confiável e leve. Os resultados obtidos são animadores e deverão ser aplicados no presente trabalho.

### 3 Metodologia

#### 3.1 Método 1

O método mais utilizado para se obter a taxa de regressão média de um combustível de propulsor híbrido, consiste em medir o diâmetro interno do grão antes e após o tiro, e juntamente com o tempo de queima, utilizar a Equação 2.

$$\dot{r} = \frac{d_f - d_i}{2t_q} \quad (2)$$

Onde  $d_f$  = diâmetro final do grão, após a queima  
 $d_i$  = diâmetro inicial do grão, antes da queima  
 $t_q$  = tempo de queima

Este método simples é de grande serventia especialmente em determinações preliminares, com objetivo de se obter as condições iniciais para projetos mais complexos, e apresentam resultados confiáveis após passarem por tratamento de dados devidos aos erros experimentais.

Ainda que seja tradicional e importante, o referido método apresenta algumas dificuldades experimentais quando são estudados combustíveis com baixa temperatura de fusão e resistência mecânica, como é o caso da parafina, pois mesmo com a injeção de gás inerte frio na câmara de combustão para solidificar o grão após um tiro, podem ocorrer deformações indesejadas e não identificadas uma vez que propulsor é totalmente fechado.

#### 3.1 Método 2

Um método diferenciado foi apresentado por Nakagawa (2011) que possibilita a visualização direta do fenômeno da combustão e da regressão do combustível. Outros métodos indiretos podem ser utilizados, por exemplo, varreduras por micro-ondas ou ultrassom, como descritos por Kuentzmann (1979), mas são de maior custo e mais complexos.

A vantagem do método apresentado por Nakagawa (2011) é poder observar e medir em detalhes o processo como um todo e não apenas a condição inicial e final do processo, sem saber o que ocorre neste intervalo.



**Figura 5. Fotografia da queima do combustível a base de parafina com oxigênio.**

Fonte: Nakagawa (2011)

No presente trabalho serão utilizados os métodos de medida da espessura queimada de combustível e de visualização direta. Os dados obtidos deverão se complementar, uma vez que cada método permite o estudo de diferentes aspectos da queima do propelente.

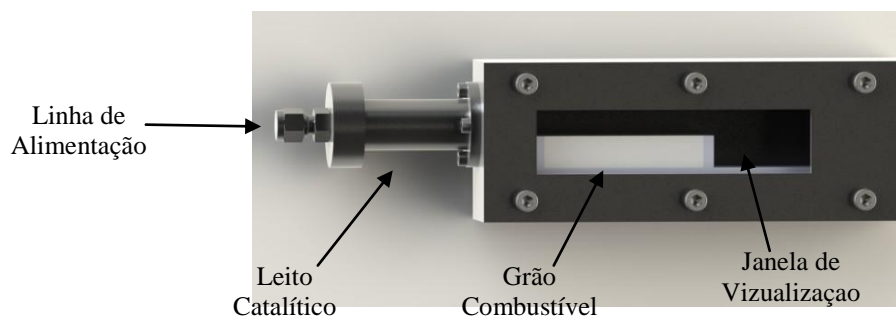
A montagem experimental proposta neste trabalho consiste então de duas etapas diferentes e igualmente importantes

#### 4 Proposta de Montagem Experimental

##### 4.1 Montagem Experimental 1

Será montado um combustor com janela de quartzo resistente às altas temperaturas e corpo do conjunto em aço inox preliminarmente esquematizado na Figura 6. Será injetado na câmara, gases quentes provenientes da decomposição catalítica do peróxido de hidrogênio em concentrações maiores de 90%, que permitirá reagir com o combustível em estudo permitindo a análise visual de importantes parâmetros como:

- Taxa de regressão média e instantânea
- Variação na taxa de regressão em função da distância axial do injetor
- Efeitos da obstrução parcial do jato oxidante por meio de materiais inertes e ablativos.
- Possíveis instabilidades
- Estabelecer relação entre taxa de regressão e distância axial da injeção

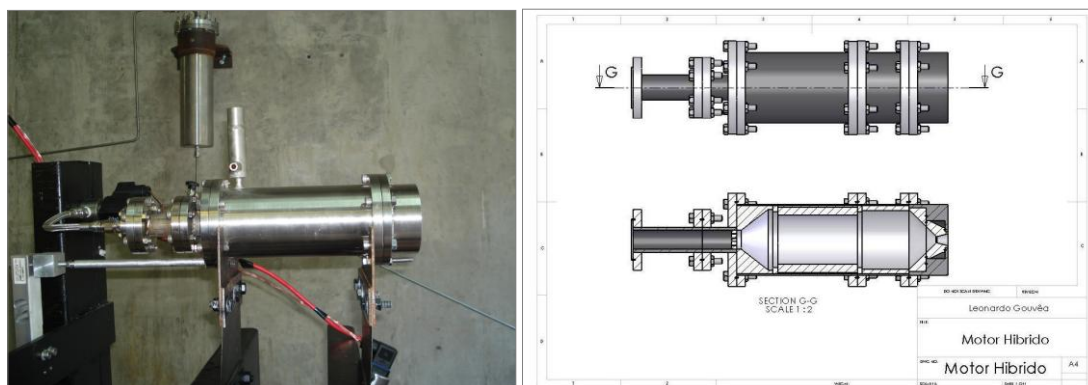


**Figura 6. Projeto preliminar do combustor híbrido**

##### 4.2 Montagem Experimental 2

Nesta segunda etapa será então projetado um propulsor de 200N tendo como dados de entrada os resultados obtidos com a montagem experimental 1, de forma a validar os resultados obtidos, a partir dos parâmetros de desempenho do propulsor operando em condições reais de pressão, escoamento e temperatura.

No ano de 2006, um propulsor de 100N foi desenvolvido no LCP/ INPE (Gouvêa, 2007), vide Figura 7, com propósito semelhante, o que proporcionou capacitação em diversos aspectos da ciência da propulsão para o desenvolvimento de novos propulsores, incluindo os propostos neste trabalho.



**Figura 7. Esquerda: Propulsor híbrido de 100N montado no LCP. Direita: Corte longitudinal do propulsor em CAD**

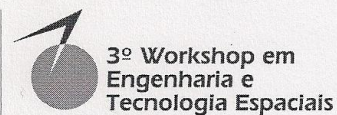
#### 4 Resultados Esperados

Novas demandas têm levado corporações e instituições de pesquisa a investirem em sistemas de propulsão híbrida como alternativa aos sistemas líquidos bipropelentes, mais caros e complexos, e aos sistemas de propulsão sólidos, menos seguros e menos flexíveis. É neste cenário que se torna necessário o estudo dos pares de propelentes híbridos e a determinação de suas taxas de regressão.

#### Referências

- Brown, T. R., Lydon, M. C., Testing of Paraffin-Based Hybrid Rocket Fuel Using Hydrogen Peroxide Oxidizer, In: AIAA Region 5 Student Conference, 2005, Wichita, USA.
- Gouvêa, L.H., Análise de desempenho de um motor híbrido utilizando parafina e peróxido de hidrogênio como propelentes, 2007, 167 p, Dissertação (Mestrado em Combustão e Propulsão) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos, 2007.
- Karabeyoglu, M. A., Cantwell, B. J., and Altman, D., Development and testing of paraffin-based hybrid rocket fuels, 37th AIAA/ ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, No 2001-4503, July 2001
- Kuentzmann, P., Demarais, J. C., Cauty, F., Ultrasonic measurements of solid propellant burning rate, La Recherche Aérospatiale, No.1979-1, pp.55-72, 1979
- Mccormick, A., Hultgren, E., Lichtman, M., Smith, J., Sneed, R., Azimi, S., Design, Optimization, and Launch of a 3" Diameter N<sub>2</sub>O/Aluminized Rocket, In: AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 41. 2005, Tucson, Arizona.
- Maia,F.F.,Pereira.L.G.F.,Gouvêa.L.H., Costa.F.S., Vieira.R., Performance of a 2N microthruster using hydrogen peroxide and mixed oxide bulk catalyst. Space Propulsion 2012, Bordeaux, May2012
- Nakagawa, I., Hikone, S., Study on the regression rate of paraffin-based, Journal of propulsion and power, Vol 27, No 6, Nov-Dez 2011
- NASA. Chemical Equilibrium With Applications-CEA. Cleveland, OH: Glenn Research Center. Disponível em :< <http://www.grc.nasa.gov/WWW/CEAWeb/>>. Acesso em: Maio de 2012
- Santos, L. M. C., Almeida, L. A. R., Veras, C. A. G., Design and Flight Test Of a Paraffin Based Hybrid Rocket, In: International Congress of Mechanical Engineering, 18. 2005, Ouro Preto, Brasil.
- Schumb, W. C.; Satterfield, C. N.; Wentworth, R. L., Hydrogen Peroxide, New York: Reinhold Publishing Corporation, 1955. 759.p
- Sutton, G. P. Rocket Propulsion Elements, An introduction to the Engineering of rockets. New York: Wiley, 1992. 636.p
- Virgin Galactic. 2009-2012, Desenvolvido por Outside Line, USA 2012, Disponível em <<http://www.virinalgalactic.com>>, Acesso em: 08 de maio de 2012.



**FICHA DE ENCAMINHAMENTO DO ARTIGO****Autor Principal: Leonardo Henrique Gouvêa****Título do artigo: CARACTERIZAÇÃO EXPERIMENTAL DA TAXA DE REGRESSÃO DE COMBUSTÍVEIS SÓLIDOS USANDO PEROXIDO DE HIDROGENIO COMO OXIDANTE****Orientador: Fernando de Souza Costa****Área de Concentração na PG-E TE: PCP****1. Situação do Aluno:**

- ( ) Mestrando. Período: \_\_\_\_\_  
(X) Doutorando. Período: terceiro  
( ) Recém-titulado (no máximo 3 anos)

**2. Natureza do artigo (se necessário, selecione mais de uma opção):**

- ( ) Com resultados conclusivos relacionados à dissertação/ tese  
( ) Com resultados parciais relacionados à dissertação/ tese  
(X) Revisão  
( ) Trabalho vinculado a disciplinas

Encaminho o artigo sob referência para apresentação e publicação nos Anais do 3º Workshop em Engenharia e Tecnologia Espaciais, o qual foi por mim revisado.

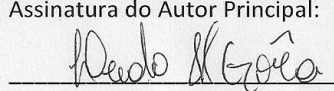
São José dos Campos, 14 de Maio de 2012.

**Assinatura do Orientador:**

  
FERNANDO DE SOUZA COSTA  
Chefe do Laboratório Associado  
de Combustão e Propulsão  
SIAPE - 664130

Autorizo a publicação do artigo sob referência nos anais deste evento, em meio eletrônico.

**Assinatura do Autor Principal:**

  
LEONARDO HENRIQUE GOUVÊA