



VI CONGRESSO NACIONAL DE ENGENHARIA MECÂNICA
VI NATIONAL CONGRESS OF MECHANICAL ENGINEERING
18 a 21 de agosto de 2010 – Campina Grande – Paraíba - Brasil
August 18 – 21, 2010 – Campina Grande – Paraíba – Brazil

APLICAÇÃO DE MOTOR FOGUETE HÍBRIDO PARA INDUÇÃO DE REENTRADA DE PLATAFORMA ORBITAL – ESTUDO DE CASO

Cás, Pedro Luiz Kaled Da, pedrokdc@gmail.com
Vilanova, Cristiano Queiroz, cristianovilanova@gmail.com
Veras, Carlos Alberto Gurgel, gurgel@unb.br

Departamento de Engenharia Mecânica, Universidade de Brasília, Campus Darcy Ribeiro

***Resumo:** O sistema de indução de reentrada da plataforma orbital SARA, baseado em motor sólido e líquido foi avaliado recentemente. Avanços marcantes na tecnologia foguetes a propelente híbrido permitem um leque mais amplo de aplicação deste sistema propulsivo. Apresenta-se, neste trabalho, um estudo de viabilidade deste sistema propulsivo como motor de indução de plataforma orbital. As vantagens comparativas entre esta tecnologia e as outras mais tradicionais motivaram tal estudo e indicam a competitividade do motor híbrido em termos de relação custo/desempenho. Este estudo foi baseado no emprego da parafina como combustível sólido e do óxido nítrico como oxidante. Com este par propelente, desempenho deixa de ser o fator primordial na escolha do sistema propulsivo se comprado à simplicidade e custos do mesmo com confiabilidade semelhante à propulsores sólidos e líquidos.*

***Palavras Chave:** motor foguete híbrido, plataforma orbital SARA, motor de indução*

1. INTRODUÇÃO

O satélite SARA esta em fase de desenvolvimento pelo Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE) para operar como plataforma espacial reutilizável de forma a permitir acesso constante e de baixo custo ao ambiente de micro gravidade para a comunidade científica brasileira.

O Satélite SARA foi concebido para transportar cargas de experimentos científicos de até 25 kg com peso total entre 150 a 200 kg, dependendo da configuração adotada. O satélite será lançado pelo foguete SD-40, fabricado e desenvolvido também pelo IAE, e inserido em órbita circular com 2 graus de inclinação. Após a conclusão dos experimentos deve-se dar início ao processo de reentrada, primeiramente com o correto posicionamento do satélite, seguido por um impulso de desaceleração, com subsequente reentrada atmosférica. O pouso será auxiliado por um sistema de pára-quadras (Koldaev & Moraes, 1997) e por fim dar-se-á a recuperação do veículo.

Sistemas propulsivos, tanto sólidos quanto líquidos, foram apresentados como possíveis candidatos ao sistema de desaceleração (*de-boost*) e re-entrada da plataforma SARA (Villas Bôas & Moraes, 1999). Entretanto, foguetes a propelentes híbridos têm alcançado estágio tecnológico que permite consideração para este propósito, principalmente se a solução pretendida tiver que ser totalmente projetada e fabricada no país (Knuth et al. 1999; Cacalleri et al., 2005; Karabeyoglu et al., 2004).

Num trabalho de revisão, Oiknine (2006) analisou os fatos que impediram a propulsão híbrida ser substituída aos sistemas mais clássicos, sólido e líquido, a despeito de importantes vantagens sobre estes sistemas tradicionais, com destaque para:

- Segurança (na fabricação, no transporte e armazenamento devido a separação do oxidante e combustível);



VI CONGRESSO NACIONAL DE ENGENHARIA MECÂNICA
VI NATIONAL CONGRESS OF MECHANICAL ENGINEERING
18 a 21 de agosto de 2010 – Campina Grande – Paraíba - Brasil
August 18 – 21, 2010 – Campina Grande – Paraíba – Brazil

- Confiabilidade (devido a grande margem de tolerância em imperfeições de grão e em condições ambientais);
- Flexibilidade (em virtude da modulação de empuxo e múltipla ignições);
- Custos (devido ao pequeno investimento em desenvolvimento, operação e em custos de fabricação do motor);
- Meio ambiente (Os subprodutos da combustão são normalmente atóxicos e os propelentes são estáveis facilitando estocagem e transporte)

Karabeyoglu (2008), entretanto argumenta que a propulsão híbrida deve ser empregada e financiada para atender nichos em que os custos e a segurança se sobrepõem a desempenho na escolha do foguete, como, por exemplo, pequenos lançadores e turismo espacial.

O Grupo de Propulsão Híbrida (*Hybrid Team*) da Universidade de Brasília (UnB) possui uma extensa história no desenvolvimento e teste de motores foguete a propelente híbrido (Viegas e Salemi, 2000, Santos et al., 2004; Almeida e Santos, 2004, Contaifer, 2005 e Bertoldi, 2007) tendo projetado fabricado e testado motores com diversos níveis de empuxo e tempo de queima, inclusive com capacidade similar aquela demandada pelo veículo SARA.

A partir das premissas colocadas por Karabeyoglu (2008) pode-se concluir que a propulsão híbrida é uma alternativa interessante para o programa espacial brasileiro principalmente nos quesitos de custo de desenvolvimento e operação somados a sua baixa complexidade e segurança no manuseio, em geral. Foguetes híbridos também admitem múltiplas re-ignições e (Oiknine, 2006) e permitem modulação de empuxo (Waidmann, 1988; Rajesh, 2006).

Deste modo apresenta-se nesse trabalho uma configuração de motor foguete híbrido de parafina e óxido nítrico capaz de competir com as anteriormente apresentadas para o sistema de desaceleração orbital do Satélite SARA

2. ASPECTOS DA REENTRADA

Para promover reentrada da capsula SARA, de maneira precisa, é necessária a aplicação de um impulso que cause uma redução da velocidade orbital de ordem de 235 a 250 m/s (Sikharulidze, 1998 apud Villas Bôas et al., 2004). O tempo de aplicação desse impulso não deve ser menor que 50 e nem maior que 200 s.

Diversos fatores podem causar erros durante a manobra de reentrada, como resultado a trajetória pode diferir da nominal causando significativo aumento da área de dispersão (Sikharulidze, 1999 apud Villas Bôas et al., 2004), os fatores mais significativos com relação ao funcionamento do motor são (Villas Boas, 2004):

- ✓ Tempo de Execução - tem como causas principais erros nos sistemas de ignição e controle do motor que podem falhar no acionamento e parada do motor nos tempos adequados.
- ✓ Empuxo - pode aparecer devido a falhas na correta caracterização do motor resultando em valores discrepantes de empuxo em relação ao nominal esperado.
- ✓ Componente Lateral do impulso - resulta de erros de determinação do plano orbital ou de desalinhamentos no posicionamento do motor de reentrada.
- ✓ Orientação do impulso no plano orbital - resulta de falhas na leitura correta do posicionamento da espaçonave e resultante falha no correto tempo para a execução da manobras de re-entrada.



Um sistema adequado de controle do motor de reentrada e seus subsistemas possibilitam a mitigação dos três primeiros tipos de problemas na tarefa. Para aumentar a precisão do funcionamento do motor de reentrada este será projetado de modo a possibilitar modulação de empuxo e múltiplas partidas, permitidas em sistema propulsivo com tecnologia híbrida.

3. BALÍSTICA INTERNA

Para se avaliar o desempenho no motor desenvolveu-se um modelo balístico específico para o mesmo. A metodologia utilizada foi uma combinação da teoria clássica de motor foguete (Sutton 1997) com teoria híbrida de regressão (Karabeyoglu, 2000; Casalino e Pastrone, 2005).

Os parâmetros utilizados para alimentar o modelo foram propositalmente escolhidos para refletir aspectos sensíveis do projeto do foguete, de forma que esse código seja, no futuro, utilizado para otimização de configuração multidisciplinar. Tais parâmetros são:

D_g , Diâmetro externo do grão

L_g , comprimento do grão

e_i , espessura inicial do grão

p_{ci} , pressão inicial da câmara

p_{ti} , pressão inicial do tanque

\dot{m}_{oxi} , fluxo mássico de oxidante

Da geometria do grão resulta o fluxo mássico de combustível \dot{m}_{fuel}

$$\dot{m}_{fuel} = \dot{r} L_g 2(D - 2e_i). \quad (1)$$

Na Eq. (1), \dot{r} é taxa de regressão do diâmetro da porta de combustão, D é o diâmetro instantâneo da porta. A taxa de regressão \dot{r} é função da vazão volumétrica.

$$\dot{r} = a_f G^n. \quad (2)$$

Foi assumido que o foguete em questão utiliza um injetor do tipo “pressure swirl” (Bertoldi, 2007) com

$$a_f = 0,64 \text{ e } n = 0,5. \quad (3)$$

A vazão volumétrica “ G ” é função dos parâmetros iniciais

$$G = \frac{\dot{m}_{oxi}}{A_p}. \quad (4)$$

A área da porta inicial A_p é calculada a partir dos parâmetros geométricos iniciais

$$A_p = \pi \left(\frac{D-2e_i}{2} \right)^2 \quad (5)$$

Com \dot{m}_{oxi} e \dot{m}_{fuel} calcula-se a razão de mistura

$$OF = \frac{\dot{m}_{oxi}}{\dot{m}_{fuel}} \quad (6)$$

A razão OF é utilizada para o cálculo de alguns parâmetros termodinâmicos, por meio de curvas ajustadas a partir da reação de parafina com óxido nitroso em código de equilíbrio químico (Gaseq), a saber;

- Massa molar da mistura MW_{gas}
- Temperatura de Queima T_c
- Razão γ de calores específicos

Com esses valores é possível estimar algumas figuras de mérito do motor;

Sendo A_{exit} área de saída do boca e A_t .

$$A_t = \frac{\dot{m}}{p_c \gamma} \left(\frac{\sqrt{\left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}}{\sqrt{\gamma R T}} \right) \quad (7)$$

$$A_{exit} = A_t \left(\left(\frac{\gamma+1}{2} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \left(\frac{p_{exit}}{p_1} \right)^{\frac{1}{\gamma}} \sqrt{\frac{\gamma+1}{(\gamma-1) \left(1 - \frac{p_{exit}}{p_1} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}} \right)^{-1} \quad (8)$$

A razão de expansão é dada por

$$\varepsilon = \frac{A_{exit}}{A_t} \quad (9)$$

A velocidade característica c^* é dada por

$$c^* = \frac{\sqrt{(\gamma R_{gas} T_c)}}{\gamma \sqrt{\frac{2}{\gamma+1}}} \quad (10)$$

O coeficiente de empuxo é dado por

$$C_F = \sqrt{\left(2 \frac{\gamma^2}{\gamma-1} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left(1 - \left(\frac{p_{exit}}{(m_{\dot{o}xi} + m_{\dot{fuel}}) \frac{c^*}{A_t}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right) \right)} + \frac{p_{exit} - p_{atm}}{(m_{\dot{o}xi} + m_{\dot{fuel}}) \frac{c^*}{A_t}} \epsilon \quad (11)$$

Sendo o empuxo do motor

$$F = C_F \left((m_{\dot{o}xi} + m_{\dot{fuel}}) \frac{c^*}{A_t} \right) A_t \quad (12)$$

Onde p_{exit} é a pressão de saída dos gases e p_1 é a pressão no final da câmara de combustão. O conjunto de equações foi inserido no código EES para facilitar estudos paramétricos.

4. CONFIGURAÇÃO DO MOTOR

Apresentam-se, na seqüência, as características principais do sistema propulsivo desejado. O foguete utilizará parafina de petróleo como propelente, devido aos bons resultados de taxa de regressão (Bertoldi, 2007) e óxido nítrico como oxidante, devido à excelente estabilidade química e segurança no manuseio do mesmo.

4.1 Grão Propelente e “Motor Casing”

O motor possui um grão propelente de parafina mineral com 200 mm de diâmetro externo, com 35 mm de espessura e um comprimento de 300 mm, com uma única porta de combustão circular central. Esse grão será contido em um invólucro (*casing*) de aço carbono de alta dureza com espessura de 1,2 mm. O *casing* também apresenta uma pré-câmara e uma pós-câmara de mistura recobertas com proteção térmica ablativa de PMMA com 5 mm de espessura (Fig. 1).



Figura 1. Casing do Grão.

4.2 Injetores

O injetor utilizado será um atomizador vortical, *pressure swiler*, com o intuito de aumentar a taxa de regressão (Bertoldi, 2007). O injetor será fabricado em alumínio aeronáutico e será fixado na extremidade superior da pré-câmara de combustão,

4.3 Bocal Convergente-Divergente

Será utilizada uma tabeira cônica de alumínio com incerto de carbono-carbono ou grafite na garganta. Essa configuração foi escolhida devido a sua simplicidade construtiva e comprovada eficiência (Sutton, 1997). A configuração projetada pode ser vista na Fig. 2.

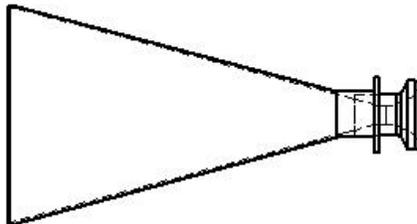


Figura 2. Bocal proposto.

4.4 Sistema de alimentação

Com o intuito de melhorar-se o desempenho do motor e minimizarem-se irregularidades na combustão optou-se pela inclusão de um sistema de re-pressurização. Esse sistema é composto por um tanque de gás inerte, Hélio, uma válvula de controle, e um diafragma metálico. O tanque de oxidante é esférico e fabricado com o mesmo aço da câmara de combustão, entretanto devido ao maior diâmetro e a forma esférica sua espessura é de 0,6 mm.

4.5 Sistema de ignição.

O sistema de ignição utilizado é composto por um pequeno tanque de GLP, gás liquefeito de petróleo, um gerador de gás e um sistema pirotécnico miniatura para ignição do gerador de gás. Esse sistema permite múltiplas ignições do motor principal, além de ter funcionamento comprovado em diversos testes realizados pelo grupo.

4.6 Configuração Final

O motor, na configuração final, está ilustrado na Fig. 3. A configuração balística resultante possui as seguintes características:

- Diâmetro Externo do grão: 200 mm
- Espessura do grão: 35 mm
- Comprimento do grão: 300 mm

- Pressão de câmara: 3,0 MPa
- Pressão do tanque de oxidante (N₂O): 5,0 MPa
- Vazão de Oxidante: 200 g/s
- Tempo de Queima: 73,46 s
- Delta V: 237,4 m/s
- Empuxo Médio: 541,6 N
- Empuxo Específico: 241 s

O cálculo aproximado de massas apresentou os seguintes valores:

- Tanque de Oxidante: 2,18 kg
- Câmara de Combustão: 6,51 kg
- Massa de oxidante: 14,69 kg
- Massa de combustível: 6,07 kg
- Sistema de Controle: 500 g
- Válvulas e injetor 500 g
- Bocal: 500 g
- Sistema de repressurização: 500 g



Figura 3. Renderização da câmara de combustão e bocal (motor híbrido).



COMPROMETIDA COM A PROMOÇÃO DO DESENVOLVIMENTO DA ENGENHARIA E DAS CIÊNCIAS MECÂNICAS

VI CONGRESSO NACIONAL DE ENGENHARIA MECÂNICA
VI NATIONAL CONGRESS OF MECHANICAL ENGINEERING
18 a 21 de agosto de 2010 – Campina Grande – Paraíba - Brasil
August 18 – 21, 2010 – Campina Grande – Paraíba – Brazil

5. ANÁLISE

Com o intuito de demonstrar o diferencial competitivo da utilização de um sistema híbrido o motor apresentado foi comparado com as alternativas sugeridas por Villas Boas (2000).

Parâmetro	Liquido Bipropelente	Liquido Monopropelente	Propelente Solido	Propelente híbrido
Massa	Alto: 47,3 kg	Médio: 40,3 kg	Baixo: 35,1 kg	Baixo 32,95 kg
Tempo de desenvolvimento	Alto: grande número de peças, desenvolvimento mais complexo e necessidade de novas tecnologias.	Alto: grande número de peças, desenvolvimento mais complexo e necessidade de novas tecnologias.	Baixo: pequeno número de peça e tecnologia disponível.	Baixo pequeno número de peça e tecnologia disponível.
Custo de desenvolvimento	Baixo: utilizará muitas peças do SCR/VLS-1, muitos testes serão feitos no SCR/VLS-1.	Médio: utilização de algumas peças do SCR/VLS-1, alguns testes serão feitos no SCR/VLS-1.	Alto: tecnologia nova necessita de muitos testes.	Baixo: Alta flexibilidade, muitos componentes derivados de componentes testados pelo <i>Hybrid Team</i> e baixo custo dos testes.
Custo de produção	Alto: Grande número de peças.	Médio: Numero intermediário de peças.	Baixo: Pequeno número de peças.	Baixo: Pequeno número de peças.
Precisão	Alta	Alta	Baixa	Media
Manuseio e toxicidade	Requer alto grau de cuidado no manuseio e na estocagem. Propelente altamente toxico.	Requer alto grau de cuidado no manuseio e na estocagem. Propelente altamente toxico.	Seguro, propelentes não tóxicos.	Muito seguro, propelentes não tóxicos, quimicamente inertes e comerciais.



VI CONGRESSO NACIONAL DE ENGENHARIA MECÂNICA
VI NATIONAL CONGRESS OF MECHANICAL ENGINEERING
18 a 21 de agosto de 2010 – Campina Grande – Paraíba - Brasil
August 18 – 21, 2010 – Campina Grande – Paraíba – Brazil

6. CONCLUSÃO

A partir dos estudos realizados no presente trabalho pode-se verificar que o sistema de propulsão foguete híbrida é uma opção competitiva quando comparado a sistemas líquidos e sólidos, para desempenhar a operação de re-entrada do módulo SARA. O motor proposto possui 30,34% menos massa que a opção líquida bipropelente, 18,24% menos massa que a opção líquida monopropelente e 6,12% menos massa que a opção sólida.

Levando em conta o caráter preliminar das análises realizadas neste trabalho os valores apresentados para massa e desempenho podem variar, entretanto não deve-se descartar a utilização de um propulsor foguete híbrido para esta missão. Devido à escassez de material sobre a estrutura interna do SARA e sobre a disponibilidade de espaço no compartimento do motor, um possível re-projeto do tanque de oxidante esférico pode ser necessário substituí-lo por uma configuração mais compacta como, por exemplo, tanques cilíndricos, essas entre outras alterações podem aumentar a massa final do sistema.

Dado ao atual estágio do desenvolvimento dessa tecnologia no Brasil e a sua facilidade construtiva, pode-se afirmar que a implementação de um motor foguete híbrido para o sistema de re-entrada da espaçonave SARA é tanto tecnicamente como economicamente viável.

7. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- Almeida, L., A., R., Santos, L., M. C., (2005) “Projeto, Construção e Lançamento de um Foguete Híbrido a Base do Par Propelente Parafina-N₂O” – projeto de graduação, Universidade de Brasília, 83p.
- Bertoldi, A. E. M., “Experimental investigation of the combustion behavior of paraffin and nitrous oxide in hybrid rocket engines”, Master Dissertation – in portuguese, University of Brasília, 2007.
- Bertoldi, A. E. M., Avaliação Experimental da Queima de Parafina e Óxido Nitroso em Motores Híbridos. 2007, Tese de Mestrado, Universidade de Brasília.
- Cacalleri, R. J., and Loehr, R. D., “Hybrid rocket propulsion performance prediction”, AIAA paper 2005-3548, 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Tucson, Arizona, 2005.
- Casalino, L. e Pastrone, D., Optimal Design and Control of Hybrid Rockets for Access to Space, 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Tucson, AR, USA, 2005.
- Contaifer, R. A., (2006) “Qualificação e Testes de Vôo do foguete SD 1”, trabalho de conclusão de curso, Departamento de Engenharia Mecânica, Universidade de Brasília.
- Karabeyoglu, A., Zilliac, G., Cantwell, B. J., S. De Zilwa and P. Castelluci, “Scaled-up tests of high regression rate liquefying rocket fuels”, Journal of propulsion and Power Vol. 20, No 6, 2004.
- Karabeyoglu, A., “Hybrid propulsion for future space launch”, 50th Anniversary Symposium and Celebration, University of Sainford Aero/Astro Symposium, 2008.
- Knuth, W. H., M. J. Chiaverim, M. J., D. J. Grame, and J. A. Sauer, “Solid fuel regression rate and combustion behaviour of vortex hybrid rocket engines, AIAA 99-2318, 1999.
- Oiknine, C., New perspectives for hybrid propulsion, AIAA paper 2006-4674, 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Sacramento, California, 2006.
- Rajesh, K. K., “Thrust modulation in a nitrous-oxide/hydroxyl-terminated polybutadiene hybrid rocket motor”, AIAA paper 2006-4503, 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Sacramento, California, 2006.



VI CONGRESSO NACIONAL DE ENGENHARIA MECÂNICA
VI NATIONAL CONGRESS OF MECHANICAL ENGINEERING
18 a 21 de agosto de 2010 – Campina Grande – Paraíba - Brasil
August 18 – 21, 2010 – Campina Grande – Paraíba – Brazil

- Sakay, D., Araujo, R., L., M., Projeto e fabricação de uma bancada para testes em motor de foguete a propulsão híbrida com empuxo variável. 2009. Trabalho de Conclusão de Curso. (Graduação em Engenharia Mecânica) - Universidade de Brasília.
- Santos, L., M., C., Almeida, L., A., R., Fraga, A., M., Veras, C., A., G. (2004) "Experimental Investigation of a Paraffin Based Hybrid Rocket". In: 10TH Brazilian Congress of Thermal Sciences and Engineering, Rio de Janeiro.
- Sikharulidze, Y., 1999, "Re-Entry Dynamics of Space Vehicle: Determination and Analysis of Disturbances. Parametric Errors and Dispersion", CTA/IAE/ASE, São José dos Campos, SP, Brasil, doc. n° NT-164/ASE-N/99, (Internal Report).
- Sutton, G. P., 1986, "An Introduction to Rocket Propulsion", John Wiley & Sons, New York, USA.
- Viegas, F.L., Salemi, L.C., . Projeto e Construção de uma Bancada de Testes Estáticos de Propulsores e de um Propulsor Híbrido. 2000, Trabalho de Conclusão de Curso. (Graduação em Engenharia Mecânica) - Universidade de Brasília.
- Villas boas, D. J. F. ; Moraes Jr, P. ; Sikharulidze, Y. G. . Studies on the Characteristics of De-boost Motors for a Small Recoverable Orbital Platform, Congresso Nacional de Engenharia Mecânica, 2000, Natal, RN, Brasil.
- Waidmann, W. , "Thrust modulation in hybrid rocket engines", Journal of Propulsion, vol. 4, No 5, 1988, pp 421-427.

8. RESPONSIBILITY NOTICE

The author(s) is (are) the only responsible for the printed material included in this paper.

Abstract: *The de-boost system, based on liquid and solid rocket engines, for the SARA platform has been investigated recently. In this work we carried out a preliminary study considering hybrid engines as a candidate for the de-booster engine, following recent advances in hybrid rocket technology applications obtained by our research group. This study has shown hybrid rocket engines to be a competitive alternative, compared to more traditional propulsion systems. With this technology, performance would not be as important as simplicity and final costs. In addition, hybrid propulsion systems can be set in operation in much less time span than other technologies.*