



**Estudos Teóricos e Experimentais em Motor Foguete a Propelente
Híbrido**

Prof. Carlos Alberto Gurgel Veras



Prof. Manuel N. D. Barcelos Jr. – FGA

Prof. Paolo Gessini – FGA

Dr. Renato Nunes – IAE/CTA

Prof. Geovany Borges - ENE

M.Sc. Artur Bertoldi – ENM

M.Sc. Glycon Cardoso Filho – ENM

Pedro Luiz Kaled Da Cás – ENM

Cristiano Vilanova – ENM

Edital – CNPq 33/2010



Resumo do Projeto

O referido edital (CNPq 33/2010) tem, entre outros objetivos, apoiar iniciativas que visem à formação de recursos humanos para o ensino e a execução de projetos de pesquisa, desenvolvimento e inovação tecnológicos, associados aos planos estratégicos do Programa Nacional de Atividades Espaciais – PNAE, como o desenvolvimento de veículos lançadores, por exemplo. O Grupo de Propulsão Híbrida da Universidade de Brasília tem atuado fortemente na formação de recursos humanos na área aeroespacial, desde a iniciação científica até o doutoramento. Os jovens pesquisadores do grupo são motivados a continuar sua formação em instituições parceiras, como o INPE, o ITA, o IAE, e outras do exterior, Europa e EEUU. Alguns alunos egressos da UnB hoje atuam no IAE, na Agência Espacial Brasileira, na EMBRAER, ou realizam mestrado e doutorado no exterior, como no LET - Laboratoire d'Etudes Thermiques no ENSMA França, e na Universidade do Arizona (Aerospace and Mechanical Engineering). Estas atividades de ensino e pesquisa foram possíveis com recursos do Departamento de Engenharia Mecânica da UnB e do programa Uniespaço da AEB. Em 2010 foram solicitados recursos para o projeto, fabricação e teste de um motor a propelente híbrido (protótipo) com empuxo e tempo de queima capaz de induzir a reentrada da plataforma orbital SARA do IAE (Edital Universal 2010), por exemplo. Com base neste histórico, esta proposta objetiva dar continuidade no esforço de formação de pessoal qualificado para o programa espacial brasileiro, com recursos direcionados para manutenção e ampliação operacional do Laboratório de Propulsão Híbrida da UnB, realização de viagens para visitas técnicas e participação em eventos da área, e execução de projetos específicos em resposta a esta chamada.

Objetivos

Especificamente, para um prazo de três anos de execução, a presente proposta tem como objetivos principais:

1. Técnicos

- a. Desenvolvimento e teste de um Motor Foguete a Propelente Híbrido (MFPH) com empuxo de 10 kN, incluindo-se um sistema de ignição, sistema de injeção de oxidante líquido a partir atomizadores do tipo “jet swirl”, sistema de regeneração do bocal de expansão (tubeira), sistema de controle de empuxo (vazão de oxidante).
- b. Testes de novos combustíveis sólidos - parafinas misturadas com óleos vegetais, banhas, ceras vegetais, aditivos metálicos, entre outros;
- c. Desenvolvimento de modelos balísticos e de otimização para motores na classe de 10 kN;

2. Formação de Pessoal

- a. Formação de pelo menos seis alunos de iniciação científica, no tema;

- b. Formação de pelo menos três mestres especificamente no tema;
- c. Formação de dois doutores (já cursando) no tema aeroespacial;
- d. Formação de alunos em projeto final de graduação.

3. Qualificação de Pessoal

- a. Participação de pesquisadores em eventos da área como congressos do AIAA;
- b. Visitas técnicas a laboratórios nacionais e internacionais que atuem na área aeroespacial.

Justificativas

É importante destacar que com os poucos, porém valiosos recursos do programa Uniespaço, o grupo de propulsão da UnB tem sete alunos realizando projeto final de graduação em aeroespacial, um mestrando e dois doutorandos, sob orientação do proponente. Os trabalhos abrangem os mais variados temas como; a busca de novos combustíveis sólidos para propulsores híbridos com desempenho similar a parafina, estudo de instabilidade de combustão (baixa frequência) em motores a propelentes híbridos, bocais regenerativos, códigos balísticos e algoritmos de otimização para projeto de motores até 1500 N, variação de empuxo em motores híbridos (200 N). A Figura 1 destaca um primeiro esforço nacional em se refrigerar bocais com o líquido oxidante. Numa fase seguinte, buscar-se-á o emprego de bocais regenerativos para este fim. O óxido nitroso sofre decomposição exotérmica em temperaturas superiores a 100 C. Desta forma, por questão de segurança, optou-se inicialmente por refrigeração para depois se explorar a regeneração completa.

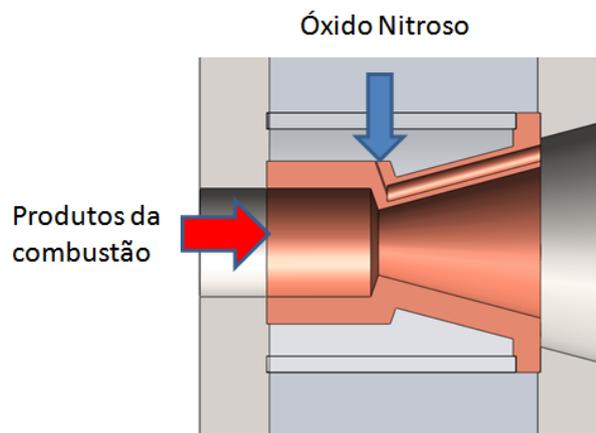


Figura 1: Bocal com refrigeração a óxido nitroso.

Introdução - Propulsão Híbrida

Os foguetes híbridos desfrutam de vantagens comparativas em relação aos sistemas de propulsão líquidos e sólidos. Sutton (1992) assinala que uma das principais vantagens é o risco de explosão reduzido, pelo fato de não se misturar oxidante e combustível previamente ao processo de



combustão. Os propelentes são armazenados em reservatórios distintos do motor. Além disso, os foguetes híbridos têm a metade dos sistemas de abastecimento e armazenamento dos propulsores líquidos bi-propelentes. A complexidade também é reduzida devido à ausência de um sistema refrigerante regenerativo tanto para a câmara de empuxo quanto para a tubeira, Humble *et al.* (1995). O fato de o combustível estar na fase sólida facilita a introdução de aditivos, materiais como alumínio, por exemplo. Isto permite incrementar o impulso específico e garante vantagens em termos de densidade face aos sistemas de combustíveis líquidos a base de hidrocarbonetos. Nesta nova perspectiva, os foguetes a propelentes híbridos têm ganhado atenção especial de grupos de pesquisa, particularmente de comunidades acadêmicas, de órgãos públicos civis vinculados a governos (NASA, AEB) e militares (USAF - força aérea estadunidense) buscando desenvolver sistemas propulsores mais seguros, de baixo custo e alto desempenho, Sutton (1992).

Apresentava-se, historicamente, como principal entrave para a aplicação deste tipo de propelente a baixa taxa de regressão do grão combustível sólido. Por exemplo, para o combustível híbrido tradicional, o HTPB (polibutadieno), tendo como oxidante o oxigênio gasoso (GOX), a taxa de regressão para motores em escala de laboratório é da ordem de 1,36 mm/s, Chiaverini *et al.* (2001). No entanto, em pesquisas independentes, Karabeyoglu *et al.* (2004) e Bertoldi (2007) realizaram estudos experimentais utilizando a parafina como combustível sólido em motores com propulsão híbrida obtendo taxas de regressão entre 2,0 e 10 mm/s, tendo o óxido nítrico como oxidante. Questões relacionadas a escala, capacidade do motor, indicam que esta faixa de taxa de regressão pode ser de certa forma independente do tamanho do motor, Karabeyoglu *et al.* (2004). Esta proposta objetiva avaliar se valores de taxa de regressão em motores de pequeno porte podem ser aplicadas sem correções a motores com empuxo algumas ordens de grandeza superiores.

Oiknine (2006) e Davydenko *et al.* (2007) destacam as vantagens da propulsão híbrida sobre outros sistemas propulsivos, como:

- Segurança (na fabricação, no transporte e armazenamento devido a separação do oxidante e combustível);
- 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);
- Redução no período de desenvolvimento do sistema propulsivo, de quatro a cinco anos para seis a dez meses, comparativamente aos sistemas tradicionais;
- Redução no custo de fabricação de MH, da ordem de 150 a 200%, comparado a MBL da mesma classe;



- Redução nos custos de lançamento, devido a fatores como menor tempo de fase de pré-lançamento (-200 a -300%), materiais, custos operacionais (-40 a -50%), menor custo para sistemas de segurança (incêndio e explosão);

Finalmente, Karabeyoglu (2008) 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 motor foguete. Na recente corrida para um veículo substituto do *Space Shuttle* destaca a proposta da *SpaceDev*, totalmente baseada em propulsão híbrida (Fig. 2)



Figura 2: Dream Chaser - SpaceDev (<http://www.spacedev.com>).

O Grupo de Propulsão Híbrida (*Hybrid Propulsion Team*) da Universidade de Brasília (UnB) possui uma longa 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). Pelo baixo custo comparativo, segurança e complexidade, a manutenção de um laboratório de propulsão híbrida, numa unidade acadêmica, permite que os jovens exercitem conhecimentos científicos e tecnológicos no campo da propulsão. Cabe lembrar que foguetes híbridos possuem sistemas que são similares tanto a foguetes a propelentes híbridos como sólido. A Figura 3 apresenta atividades de qualificação do sistema de ignição e operação inicial de um motor foguete de 1500 N de empuxo. Podem-se identificar na fotografia as ondas de choque tipo diamante. A



Figura 3 apresenta atividades relacionadas com o lançamento de pequenos foguetes de sondagem com tecnologia híbrida, realizadas pelo grupo de propulsão da UnB.



Figure 3: Motor do foguete SD-2 (1500 N) em ensaio estático de qualificação – fonte UnB.



Figura 4: Atividades de lançamento de pequenos foguetes de sondagem realizadas pela UnB.

Metodologia

Nesta proposta, o desafio principal para o grupo reside em projetar sistemas propulsivos de em escala com uma ordem de grandeza a partir de dados e experiência no trato de motores de baixo nível de empuxo. Atualmente o grupo está desenvolvendo um modelo balístico (transiente) juntamente com um código de otimização multidisciplinar para projeto de propulsores híbridos até 1500 N de empuxo. Este modelo balístico tem como base aquele proposto por Casalino e Pastrone (2005). Um desenho esquemático do sistema propulsivo pode ser visto na Fig. 5.

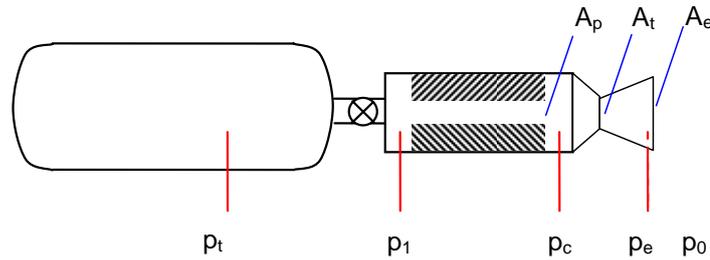


Figura 5: Desenho esquemático de um motor a propelente híbrido.

Neste modelo busca-se a geometria inicial do motor partir dos seguintes parâmetros:

- Nível de empuxo, F_i ;
- Razão inicial de oxidante e combustível, $\alpha_i = \dot{m}_{o,i} / \dot{m}_{f,i}$;
- Razão de expansão do bocal, ϵ_i ;
- Pressão inicial do tanque de combustível, $p_{t,i}$;
- Razão entre a área da garganta e a área da porta de combustão, $J = \frac{A_t}{A_{p_i}}$.

O sistema de equações está sendo implementado no código EES (*Engineering Equation Solver*) para se avaliar o desempenho de diferentes geometrias iniciais com ou sem variação de empuxo. Neste modelo balístico será incorporado um código de otimização multidisciplinar baseado na técnica dos algoritmos genéticos para se obter uma configuração inicial do motor mais adequada para uma dada missão. Uma correlação fundamental do modelo balístico é a aquela em que se tem a taxa de regressão do combustível sólido como função do fluxo mássico, principalmente. Como exemplo de aplicação, a Fig. 6 apresenta o decaimento da massa de oxidante, contra o tempo, para um motor de 15000 N, obtido a partir do modelo balístico proposto. Neste caso, os parâmetros da taxa de regressão do combustível sólido empregados na simulação foram obtidos para um motor de 400 N. Muito provavelmente estes valores não são escalonáveis para projeto de motores com empuxo da ordem de 15 kN. Estudos experimentais preliminares, num motor de 10 kN, poderiam estabelecer critérios para o escalonamento. De qualquer forma, seria mais confiável o emprego de parâmetros obtidos para esta classe de motor ao simples escalonamento.

Embora o oxidante preferencial do grupo de propulsão seja o óxido nítrico, que em muitas aplicações não requer o emprego de sistemas de pressurização (gás inerte ou turbo-bomba), esta possibilidade será incorporado ao modelo. A análise ficará restrita ao uso de tanque auxiliar para pressurização. A otimização multidisciplinar provavelmente destacará a melhor opção frente aos objetivos da missão. Recentemente, testou-se o modelo em desenvolvimento na configuração de um motor híbrido com o

par óxido nítrico e parafina que pudesse realizar a indução de reentrada da plataforma SARA do IAE, com excelente resultado (Vilanova et al. 2010).

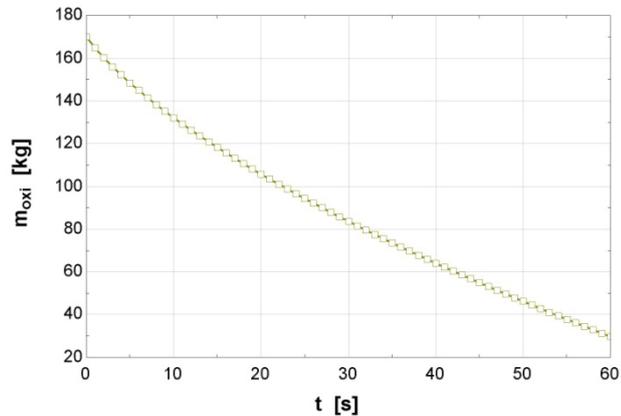


Figura 5: Massa de oxidante no tanque versus tempo (15000 N).

Bancada Experimental

O Grupo de Propulsão Híbrida possui uma bancada experimental que foi idealizada para a realização de ensaios de diferentes configurações de motores, a partir de um flange com diferentes acessos a câmara de combustão, inclusive ótico. A bancada é constituída basicamente de um suporte para o motor e um suporte para a válvula reguladora de vazão e tanques de oxidante. A Figura 6 apresenta um desenho esquemático da mesma juntamente com a foto de um motor de 150 N – 40 s, em operação.



Figura 6: Desenho esquemático da bancada e motor em operação.

Os ensaios do motor de 10 kN, serão ser executados na área do Campus do Faculdade do Gama da UnB, em um *bunker* a ser construído. Opcionalmente os ensaios poderão ser realizados nas instalações do IAE, pela equipe de propulsão líquida da instituição, com apoio do Dr. Nunes (IAE) e equipe UnB.



Equipe

O projeto será executado por uma equipe de quatro doutores, dois alunos de doutorado, seis alunos de mestrado e diversos alunos de graduação. A equipe possui vasta experiência nos temas que norteiam a proposta, como propulsão híbrida, controle e automação, otimização e sistema propulsivos em geral. Os alunos de doutorado realizaram mestrado no tema, propulsão e escoamento com reação química bem como os alunos de mestrado tiveram seus trabalhos de graduação na área de propulsão híbrida.

Cronograma

O projeto foi dividido em quatro etapas principais, em função dos objetivos traçados para um prazo total de 24 meses.

Etapas 1 – tempo de execução de três meses:

Revisão bibliográfica no tema (propulsores híbridos classe 10 kN).

Etapas 2 – tempo de execução de seis meses:

Projeto do motor de 10 kN com todos os subsistemas a partir do modelo balístico e do código de otimização. Visitas técnicas à DNU (Dnipropetrovsk National University – Ucrânia), Yuzhnoye State Design Office e Yuzhmash, também na Ucrânia. Estas instituições ucranianas assinaram acordo de cooperação técnico-científica com a UnB em 2009. Estas visitas servirão para avaliar o projeto do motor, com críticas dos parceiros ucranianos.

Projeto dos injetores tipo *jet swirl*, projeto do sistema de ignição, projeto do bocal de expansão.

Etapas 3 – tempo de execução de três meses:

Construção e testes preliminares do sistema propulsivo. Correções e reavaliação do motor. Testes para definição da taxa de regressão. Preparação de relatório e trabalhos científicos.

Etapas 4 – tempo de execução de seis meses:

Testes em motor de menor escala para avaliação de novos combustíveis sólidos, regeneração de calor, aprimoramento do modelo balístico e do código de otimização.

Etapas 5 – tempo de execução de seis meses:

Testes estáticos do sistema propulsivo com motor otimizado e com novos combustíveis ou estratégia de injeção com ou sem sistema de pressurização. Preparação de relatório e trabalhos científicos.



Recursos Solicitados - Justificativa

Os recursos solicitados são típicos de projeto desta natureza, compreendendo aquisição de material de consumo, livros e contratação de serviço de terceiros, principalmente. Os recursos para viagens, isto é, passagens e diárias, serão empregados em visitas técnicas de qualificação dos doutores e para participação em congressos. Como a maioria dos subsistemas não pode ser adquirido no mercado imagina-se que os mesmos deverão ser fabricados especificamente para o projeto. Completam o pedido, recursos necessários ao envolvimento de alunos de doutorado, mestrado e graduação.

Resultados Esperados

Como principal resultado do projeto tem-se a familiarização do grupo como sistemas propulsivos de maior escala, tanto do ponto de vista teórico quanto experimental. Finalmente, cabe destacar a importante formação de recursos humano qualificados na área aeroespacial, notadamente nas áreas de projeto, fabricação, otimização e propulsão química, respondendo aos anseios do edital.

Referências Bibliográficas

- Arves, J., Gnau, M., Joiner, K., Kearney, D., McNeal, C., Murbach, M., Overview of the hybrid sounding rocket (HYSR) project, 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Huntsville – USA, 2003.
- Bertoldi, A.E., Avaliação Experimental da Queima de Parafina e óxido Nitroso em Motores Híbridos, 2007.
- 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.
- Davydenko, N.A., Gollender, R.G., Gubertov, A.M., Mironov, V.V., Volkov, N.N., Hybrid rocket engines: The benefits and prospects, Aerospace Science and Technology, 11, 55-60, 2007.
- Dean, D.L., Effects of fuel formulation on regression performance in hybrid motors, AIAA, 34th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno-USA, 1996.
- Doran, E., Dyer, J., Lohner, K., Dunn, Z., Cantwell, B., Ziliac, G., 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Cincinnati, OH, USA, 2007.
- Dornheim, M.A. Aviation Week February 3, 2003.
- Gôuvea, L.H., Análise de Desempenho de um Motor Híbrido Utilizando Parafina e Peróxido de Hidrogênio como Propelentes. Tese de Mestrado, Engenharia e Tecnologia Espaciais, INPE, 2007.
- Karabeyoglu, M.A., Cantwell, B.J., † and Ziliac, G. Development of Scalable Space-Time Average Regression Rate Expressions for Hybrid Rockets 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Tucson, AR, USA, 2005.
- Karabeyoglu, M.A., Transient combustion in Hybrid Rockets, PhD Dissertation Stanford, University, 1998.
- A. Karabeyoglu, G.Ziliac, B. J. Cantwell, S. De Zilwa and P. Castelluci, “Scale-up tests of high regression rate liquefying rocket fuels”, Journal of propulsion and Power Vol. 20, No 6, 2004.
- LaSarge, P.A., Ford, S.I., Frederick, R.A., Conceptual design of a hybrid rocket powered upper stage (HRPUS), 32nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Lake Buena Vista – USA, 1996.



Prof. Carlos Gurgel

Luchini, C.B., Wynne, P., Hudson, M.K., Investigation of GAT as a high regression rate hybrid motor fuel by C.B., 32nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Lake Buena Vista – USA, 1996.

McFartane, J.S., Nunez, S.C., 10,000 lb(f) thrust hybrid motor testing at Stennis Space Center, a hybrid motor testbed, 32nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Lake Buena Vista – USA, 1996.

Oiknine, C., New Perspectives for Hybrid Propulsion, 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Sacramento-USA, 2006.

Santos, L.M.C., Projeto, Construção e Teste de um Foguete Híbrido a Base do Par Propelente Parafina-N₂O. Trabalho de Conclusão de Curso. (Graduação em Engenharia Mecânica) - Universidade de Brasília.

Shin, K-H., Lee, C., Chang, S.Y., Koo, J.Y., The Enhancement of Regression Rate of Hybrid Rocket Fuel by Various Methods, 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno – USA, 2005.

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 permormance prediction”, AIAA paper 2005-3548, 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Tucsom, Arizona, 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. , “Hybrid propulsion for future space launch”, 50th Anniversary Symposium and Celebration, University of Satnford 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.

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, Sacrameno, California, 2006 .

Sakay, D. , Araujo, R., L., M., Projeto e fabricação de uma bancada para testes em motor de foguete a propulsão hibrida 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", Jonh 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”, ournal of Propulsion, vol. 4, No 5, 1988, pp 421-427.