

Investigação Experimental da Injeção Rotacional em Motores-Foguete Híbridos

Gomes, S. R.; Junior, L. R.; Rocco, J. A. F. F.; Iha, K.

Instituto Tecnológico de Aeronáutica, Brasil

Resumo — As vantagens do motor foguete híbrido, tais como segurança, controle do empuxo, baixo custo de investimento e simplicidade de construção, são amplamente conhecidas. No entanto, ineficiências de combustão e baixas taxas de regressão ainda representam grandes desvantagens no seu emprego como sistema de propulsão aeroespacial. Uma série de testes de escala laboratorial foi feita com o objetivo de investigar maneiras de aumentar a taxa de regressão, da eficiência de combustão e do desempenho decorrente do método rotacional de injeção de oxidante, no caso o oxigênio gasoso (GOX). Em parceria com a indústria, foram realizados ensaios de ponto fixo com o propósito de avaliar os parâmetros balísticos do motor sob diversas condições de operação e diferentes tipos de injetores de GOX. A análise experimental forneceu meios para a compreensão do tipo de chama que se estabelece na câmara e como a geometria do injetor influencia o processo de combustão.

Palavras-Chave — Propulsão Aeroespacial, Motor-Foguete Híbrido, Defesa.

I. INTRODUÇÃO

A tecnologia de ponta de propulsão híbrida tem aplicações práticas para inúmeras indústrias relacionadas com o espaço, incluindo transporte, defesa, pesquisa e turismo suborbital. Como transportar pessoas e objetos no espaço continua a ser um desafio e cada vez mais caro, pesquisas no motor-foguete híbrido são realizadas no sentido de reduzir o custo, a taxa de falha, e as barreiras à entrada de sistemas de propulsão em desenvolvimento com redução da complexidade e maior confiabilidade.

No que se refere aos sistemas de defesa, os dispositivos de propulsão híbridos têm o potencial de aumentar substancialmente as características de carga paga por alcance de sistemas de mísseis modernos devido a uma vantagem substancial no impulso específico, em comparação com os dispositivos atuais com propulsor sólido.

A empresa americana Lockheed Martin tem trabalhado em tecnologias de propulsão híbridas desde 1989. Como o combustível é inerte, veículos lançadores ou mísseis que usam essas combinações de propulsores podem alcançar um bom desempenho e ganhar os benefícios de ter uma combinação propulsora não explosiva [1].

Motores-foguete híbridos, uma vez que possuem empuxo controlável, estão sendo investigados também pelo exército americano. No passado, o híbrido sofria de problemas de instabilidade devido às baixas taxas de regressão. Recentemente, houve vários avanços significativos na tecnologia híbrida provenientes de pesquisas de

universidades tais como Stanford University e Penn State University e de empresas como a Lockheed Martin e a Orbitec. Esses avanços tecnológicos na propulsão híbrida com a sua segurança inerente deverá contribuir significativamente para aplicações deste motor em sistemas espaciais e de defesa [1].

Um grupo norueguês, NAMMO Raufoss, em parceria com a companhia americana Lockheed Martin desenvolveu, fabricou e montou um protótipo com 10 metros de comprimento de um motor híbrido, que foi lançado em 3 de maio de 2012. Este foi apenas um demonstrativo do que já havia sido obtido em testes de ponto fixo. Nammo Raufoss é um dos principais fornecedores europeus no desenvolvimento e produção de motores de foguete para mísseis táticos e aplicações espaciais. Com o sucesso do lançamento de um foguete de teste baseado em propulsão híbrida, Nammo reforçou a sua posição ainda mais.

O grupo Virgin Galactic que pretende realizar vôos suborbitais com turistas nos próximos meses utiliza tecnologia híbrida em seus motores-foguetes. Estes são fabricados pela Orbitec – Orbital Technologies Corporation.

Este grupo de pesquisas realizou ensaios com injetores do tipo swirl tanto em motores líquidos quanto em híbridos, alguns dos trabalhos foram apresentados e publicados em conferências internacionais [2]-[4].

Os primeiros experimentos com motores foguete híbrido datam aproximadamente do mesmo período de tempo que os motores sólido e líquido. No entanto, apesar das vantagens do híbrido em termos de custo, versatilidade na seleção do par propelente e segurança, apenas os foguetes sólidos e líquidos chegaram ao status operacional em mais de 95% das aplicações. Inúmeros foram os fatores que inibiram o desenvolvimento em grande escala do híbrido. Estes têm nuances técnicas e políticas.

A avaliação tecnológica nem sempre é um exercício completamente objetivo. Muitas vezes, as decisões são tomadas baseadas em condicionamento histórico, familiaridade, hábito, ou pré-condicionamento educacional. Assim, quando os foguetes estavam sendo desenvolvidos para artefatos bélicos como mísseis balísticos, era natural se voltar para o foguete líquido porque os engenheiros poderiam se referir ao seu conhecimento hidráulico para o dimensionamento de escalas de maiores potências de empuxo. Exemplos marcantes destes primeiros sucessos foram a V2 Corporal, Redstone, Thor, Atlas, Kosmos, Delta e outros, [5]. Só houve um desafio para os mísseis balísticos com o advento de binders poliméricos para abrigar o oxidante na matriz sólida. Neste caso, o objetivo foi a diminuição da complexidade de engenharia do sistema de líquido com os

seus tubos, válvulas, injetores, bombas e refrigeração do motor. Os defensores dos motores sólidos balísticos tiveram em grande parte formação em material bélico convencional e essa familiaridade permitiu-lhes resolver os problemas de grandes cargas explosivas. Com o sucesso dos primeiros sólidos desenvolvidos, como o Sargent, Polaris e Minuteman [5], as agências de apoio do governo americano, tais como a NACA, se organizaram em divisões de propulsão sólida e líquida.

Uma vez que os orçamentos governamentais sempre têm restrições, tornou-se difícil para um terceiro sistema receber um apoio substancial, sem suporte nas agências de apoio. Outro problema era que qualquer financiamento teria que vir à custa dos grupos de pesquisa já estabelecidos. No entanto, seria incerto afirmar que esses fatores políticos foram as únicas razões que inibiram a ascensão do foguete híbrido. Apesar do sucesso em pequenos propulsores híbridos e em foguetes de sondagem, a ampliação a tamanhos maiores implica em problemas técnicos que nunca foram adequadamente resolvidos ou mesmo financiados. Além disso, motores híbridos possuem problemas de desempenho inerentes, tais como baixa densidade de impulso específico, baixa eficiência de combustão e fração de massa reduzida [6]. Os valores da taxa de regressão, logo do fluxo de massa e empuxo totais estão aquém aos valores referentes aos motores sólidos de tamanho similar [7].

Maneiras de aumentar a eficiência de combustão são necessárias, e a taxa de regressão se torna um parâmetro fundamental no projeto de um motor híbrido. A combustão ocorre em uma chama difusiva, e a zona de queima é estabelecida dentro da camada limite [8]. A taxa de regressão depende principalmente da transferência de calor advinda da chama para a superfície do combustível, assim o processo de combustão será severamente afetado pelo padrão de entrada do oxidante [9]. Alguns pesquisadores defendem que o método de injeção de oxidante afetará em 1ª ordem a eficiência de combustão e a taxa de regressão, [10], [11].

O intervalo de impulso específico obtido com o motor híbrido é de 275 a 350 s. No motor líquido este valor varia entre 300 e 400 s, já no sólido a gama de valores pertence ao intervalo de 200 a 270 s. Assim, pode-se concluir que o híbrido possui um desempenho intermediário se comparado às tecnologias mais significativas de propulsão química.

O motor híbrido pode ser usado em praticamente todas as aplicações onde os motores usuais são empregados. Isto se deve às suas características intrínsecas como propulsor, à grande especificidade em termos de desempenho e flexibilidade, incluindo a modulagem do empuxo ou supressão do processo de queima. Além disso, há certas aplicações em que o híbrido apresenta desempenho superior, algumas destas são listadas a seguir [12]:

- Foguetes de Sondagem. Devido ao seu baixo custo, segurança de operação e ampla gama de pares propelentes disponíveis, este sistema continua a ser um dos preferidos nos meios amadores e acadêmicos.

- Foguetes táticos. Se o envelope de voo não for muito restrito, o gerenciamento da vazão do oxidante, e assim do empuxo produzido, é uma grande vantagem em comparação com os motores sólidos.

- Aumento de empuxo. Esta também é uma aplicação ideal para os motores híbridos, porque a regulagem da vazão de oxidante pode ser usada para determinar a trajetória de máximo desempenho. Deve-se considerar ainda a possibilidade de utilização em propulsores acoplados aos motores principais, caso o empuxo total obtido seja inferior ao necessário para, por exemplo, atingir órbitas elevadas.

Sistemas de propulsão híbrida podem ser úteis na retirada de detritos espaciais de órbitas baixas ou altas [13]. Este procedimento, denominado “de-orbiting”, encontra no motor híbrido um custo reduzido, maior confiabilidade, segurança e menor impacto ambiental, como descrito anteriormente. Como a tecnologia do motor foguete híbrido ainda não está completamente dominada, seu emprego relacionado ao procedimento de “de-orbiting”, requer um amplo programa de desenvolvimento partindo da elaboração de projeto específico. Desse modo, o domínio da tecnologia de motores foguete do tipo híbrido pode reunir as melhores características da propulsão sólida e líquida, preenchendo uma lacuna importante entre os motores de emprego aeroespacial [13].

Micro-propulsores híbridos podem ser utilizados no reposicionamento de satélites em órbitas específicas ou no controle de altitude, este emprego está sendo estudado na comunidade científica e seus avanços podem ser encontrados na literatura [13], [14]. Paralelamente, este sistema pode desempenhar ainda outras funções em órbita, tais como serviços de manutenção, em que são realizados diagnósticos, reparação e reposição de combustível. Esta possível utilização se insere no atual contexto do Programa Espacial Brasileiro – PNAE controlado pela AEB – Agência Espacial Brasileira.

Devido às várias possibilidades de aplicação sucintamente apresentadas nesta introdução, serão feitas considerações acerca dos conceitos teóricos fundamentais relativos a este sistema de propulsão.

II. RESULTADOS

Aparato experimental

O concepção básica do motor foi desenvolvida a partir de uma necessidade de simplicidade e flexibilidade, portanto, um projeto modular foi incorporado. O conjunto pode ser montado e desmontado em poucos minutos, permitindo a prática de vários testes por sessão. O case e os flanges foram feitos de aço inoxidável. O bocal foi usinado de modo a se ajustar no flange traseiro de maneira a impedir sua fuga. Um sistema hidráulico foi desenvolvido para realizar as medições de empuxo.

Uma foto do motor anexado ao banco de ensaio em funcionamento é mostrada na Fig. 1. Válvulas de encaixe de compressão foram utilizadas na linha de alimentação de oxigênio. Um método pirotécnico com a utilização de squibs foi empregado para atingir a ignição.

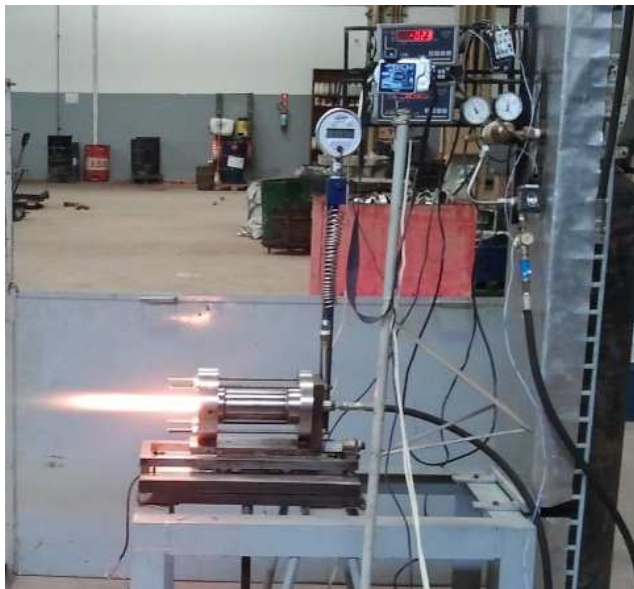


Fig. 1. Ensaio do protótipo de motor-foguete.

O comprimento da câmara é de 215 mm com um diâmetro interno de 68,3 mm. Os grãos possuem 195 mm de comprimento. A pós-câmara tem uma extensão de 15 mm e a pré-câmara de 5 mm de comprimento.

Três injetores foram construídos, um axial e dois rotacionais. As fotos a seguir mostram diferentes vistas dos injetores. A troca fácil de injetores e a alteração simplificada na linha de alimentação de oxigênio devido às ligações com válvulas de compressão contribuem para a confiabilidade do aparato e facilidade de manuseio. A Fig. 2 mostra a vista lateral da configuração que permite a utilização tanto do injetor axial quanto do rotacional A.

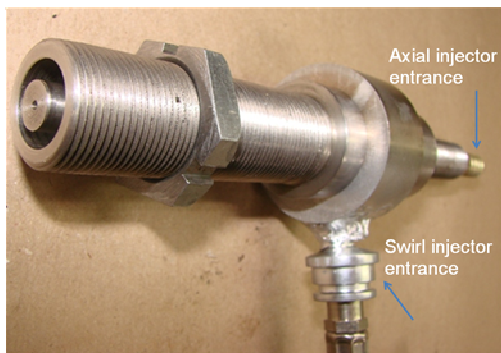


Fig. 2. Vista lateral do injetor axial e rotacional A.

No ano de 2011 algumas mudanças foram feitas no aparato de teste, o injetor B se tornou mais leve, mais simples, mais barato, o que é necessário para condições de voo, Fig. 3.



Fig. 3. Vista lateral do injetor rotacional sem os conectores e mangueiras.

É importante lembrar que a soma das áreas de todas as saídas e entradas de injeção são idênticas em todos os injetores de maneira a garantir uma perda de carga homogênea. A área de saída do injetor B funciona como uma pré-câmara adicional, aumentando a uniformidade do fluxo de entrada.

Análise da taxa de regressão

A expressão a seguir representa a forma geral da equação da taxa de regressão.

$$\dot{r} = \alpha G^n x^m \quad (1)$$

Uma vez que os parâmetros balísticos dependem do fluxo de massa, os investigadores pensaram ser mais apropriado, e com precisão razoável, usar a expressão simplificada, equação a seguir, para um dado comprimento de motor com taxa de fluxo de massa constante [6]-[8]:

$$\dot{r}_{avg} = \alpha_0 \bar{G}_{ox}^n \quad (2)$$

$$G_{ox} = \frac{\dot{m}_{ox}}{\pi \left(\frac{D_i + D_f}{2} \right)^2} \quad (3)$$

A taxa de regressão média é calculada como segue:

$$\bar{r} = \frac{\bar{\dot{m}}_f}{\pi \left(\frac{D_i + D_f}{2} \right) L_p \rho_f} \quad (4)$$

A Fig. 3 a seguir mostra o gráfico das taxas de regressão plotadas em função do fluxo de oxidante, estes dados foram obtidos ao longo dos 4 ensaios realizados com cada injetor em faixas de fluxo diferentes, em um total de 12 ensaios de ponto fixo. É óbvio que o melhor desempenho foi obtido com o injetor rotacional B, a curva verde na Fig. 3.

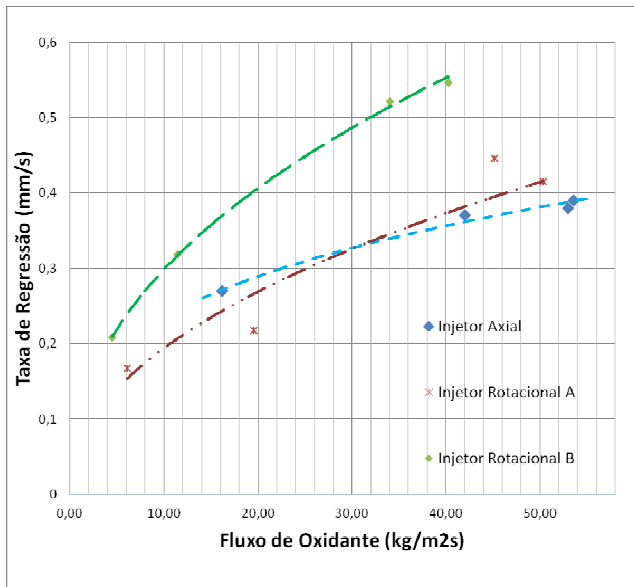


Fig. 3. Taxa de regressão vs fluxo de massa de oxidante para cada método de injeção.

A Tabela 1 mostra os valores dos parâmetros da equação da taxa de regressão obtidos após a análise dos dados experimentais.

TABELA I PARÂMETROS DA EQUAÇÃO DA TAXA DE REGRESSÃO OBTIDOS EXPERIMENTALMENTE.

Injetor	a_0	n	R^2
Axial	0,183	0,30	0,936
Small swirl	0,156	0,47	0,910
Large Swirl	0,200	0,44	0,998

Análise do grão combustível

Investigações experimentais têm demonstrado que os fatores que controlam o processo de combustão são a taxa de transferência de calor para a superfície sólida e o calor de decomposição do combustível em fase sólida [15]. O fluxo de massa, que é regulado pela velocidade de escoamento da fase líquida, determina a taxa de calor gerado na zona de combustão e, portanto, determina tanto a transferência do calor como a magnitude do empuxo.

A condição do fluxo de oxidante sobre a superfície do combustível provoca uma chama turbulenta difusiva que por sua vez intensifica a transferência de calor aumentando assim a taxa de regressão. Portanto, a melhor mistura intensificada pela turbulência aumenta a eficiência de combustão e o consumo de combustível. Isto implica que o fluxo de massa de combustível, e por sua vez, o fluxo de massa total, são controlados pela eficiência de combustão na câmara, tal como sugerido por Yuasa e colaboradores [16].

A imagem seguinte, Fig. 4, é um grão utilizado com o injetor axial. A primeira observação é o perfil irregular de queima ao longo do eixo longitudinal, a taxa de regressão apresenta até um máximo em cerca de 40% do comprimento dos grãos, e, em seguida, o consumo se mantém decrescente até a extremidade traseira.



Fig. 4. Vista lateral do grão após ensaio com injetor axial.

Os grãos produzidos por cada série de testes mostraram padrões de consumo diferentes. Ambos os injetores rotacionais ocasionaram um formato helicoidal na superfície dos grãos, mas as áreas de maiores índices de regressão diferem. A área correspondente nos testes com o rotacional B está na extremidade da cabeça, enquanto que com o A é deslocado para seções mais distantes da entrada da câmara.

As figuras a seguir mostram a vista lateral, Fig. 5, e a vista superior, Fig. 6, do grão após o ensaio com o injetor rotacional A.



Fig. 5. Vista lateral do grão após ensaio com injetor rotacional A.



Fig. 6. Vista superior do grão após ensaio com injetor rotacional A.

A forma helicoidal dos grãos de combustível após os experimentos mostra muito claramente o padrão de fluxo sobre a superfície. Regiões com momento angular elevado, especialmente na zona de impacto, apresentam taxas de regressão elevadas.

O escoamento rotacional, proveniente de injetores do tipo swirl, entra na câmara de combustão com uma força centrífuga; esta condição é responsável pela elevada velocidade do fluxo de oxigênio, particularmente a componente tangencial, e pelo aumento da densidade de corrente perto da superfície. Estes efeitos somados e mais a ampliação do tempo de residência causam o encolhimento da camada limite e, portanto, a melhora das taxas de queima.

As taxas de regressão obtidas no início do grão são as mais elevadas. Esta região é geralmente chamada zona de impacto devido à forte influência do fluxo de entrada em rotação. O elevado momento angular melhora a troca de calor que amplia a velocidade de degradação de combustível ou de pirólise. No entanto, o excesso de fuligem na nesta região significa que houve uma falta de oxidante ou que o tempo de residência foi insuficiente para a combustão completa. Subsequentemente, os grãos obtidos nos testes com o injetor rotacional B são mostrados a seguir, Fig. 7 e Fig. 8.



Fig. 7. Vista lateral do grão após ensaio com injetor rotacional B.



Fig. 8. Padrão helicoidal de consumo, vista superior do grão após ensaio com injetor rotacional B.

Em todos os testes, a extremidade inferior do grão apresentou taxas de regressão bastante aquém aos valores de outros cortes transversais, o que é explicado pelo fenômeno de transferência de calor radiativo, dominante nesta região devido ao fluxo de massa total maior. Uma análise empírica do padrão evidenciado nas regiões com taxas de regressão mais acentuadas é mostrada na Fig. 9. Em resumo,

velocidades tangenciais mais elevadas implicam na troca de calor mais pronunciada, o que induz taxas mais elevadas de regressão.

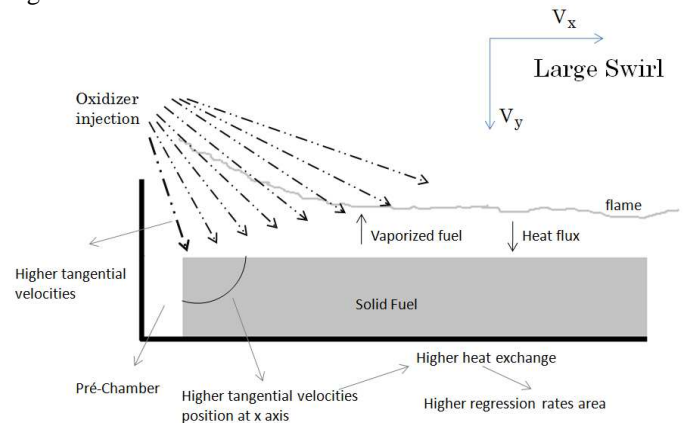


Fig. 9. Região de taxas de regressão mais elevadas devido ao escoamento rotacional no caso do injetor B [4].

A área de maior consumo é deslocada para a direita no caso do injetor A, ver Fig. 10. Este efeito se deve provavelmente às menores velocidades tangenciais.

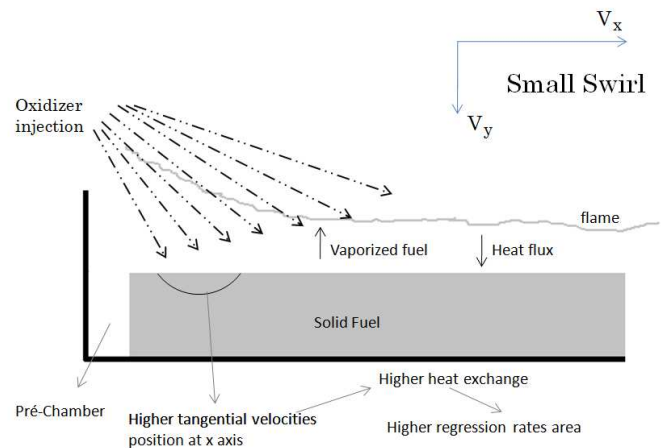


Fig. 10. Região de taxas de regressão mais elevadas devido ao escoamento rotacional, caso do injetor A [4].

Dimensões dos injetores

As velocidades tangenciais são influenciadas pela geometria dos injetores. Um diâmetro de saída largo pode ser responsável por um consumo maior na cabeça do grão, enquanto que pré-câmaras com diâmetros pequenos podem assemelhar-se a um injetor axial e deslocar a área de maior consumo para o final de grãos como esquematizado na Fig. 11.

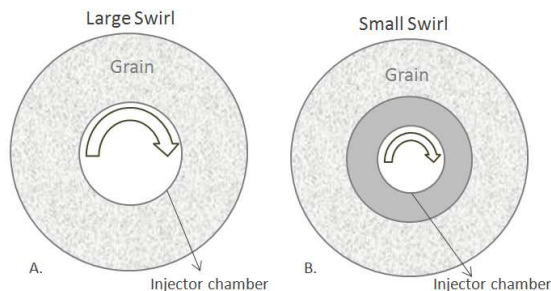


Fig. 11. Relação entre as velocidades tangenciais do escoamento de entrada e a dimensão dos injetores da pequena câmara de saída [4].

Efeito de bloqueio

Todos os testes com injeção axial prejudicaram o material do injetor, como mostrado na Fig. 12, neste caso a integração de uma longa pré-câmara é imperativa. No caso da injeção com componente rotacional, o fluxo a jusante da saída do injetor forma uma zona de recirculação, que bloqueia a transferência de calor da chama para a superfície do injetor, portanto nesta situação não há necessidade de isolamento. O mesmo efeito de bloqueio foi obtido e documentado por Jones e colaboradores [17].



Fig. 12. Comparação entre a seção transversal da saída do injetor após os testes, axial (esquerda), rotacional (direita).

III. Observações Finais

A grande vantagem do híbrido é que ele possui um leque de possibilidades de aplicação bastante amplo, podendo ser utilizado em operações onde o nível de segurança do sistema propulsivo é elevado ou em simples testes aéreos de defesa.

O objetivo desta pesquisa foi avaliar e comparar as taxas de regressão de grãos de polietileno de combustível sob três diferentes métodos de injeção de oxidante. Dois tipos de injetores rotacionais e um injetor axial foram ensaiados e os resultados obtidos foram registrados e comparados. O diâmetro interno não uniforme obtido em grãos queimados sustenta que a taxa de regressão depende fortemente do padrão de entrada do fluxo de oxidante. Os injetores rotacionais produziram condições melhores do que as do axial, o que está em conformidade com os dados da literatura [10, 16]. O injetor B obteve um desempenho ainda melhor nas taxas de regressão.

No entanto, pesquisas futuras devem verificar como funcionam as mudanças no padrão de consumo de combustível em relação às características geométricas do injetor, uma vez que este efeito ainda não está bem quantificado, mas é essencial para a concepção de motores de foguetes híbridos com base em testes lab scale.

REFERÊNCIAS

- [1] A Review of United States Air Force and Department of Defense Aerospace Propulsion Needs. Washington, DC: The National Academies Press, 2006. ISBN 0309102472.
- [2] ROCCO JUNIOR, L. et al. Studies on a bi-propellant pressurized swirl injector used in rocket-motor. 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Denver: [s.n.]. 2009.
- [3] GOMES, S. R. et al. Gaseous Oxygen Injection Effects in Hybrid Labscale Rocket Motor Operations. 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Nashville: [s.n.]. 2010.
- [4] GOMES, S. R. et al. Design and Testing of a Hybrid Rocket Motor. 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. San Diego: AIAA. 2011.
- [5] ALTMAN, D. Highlights in Hybrid Rocket Propulsion. 10-IWCP The tenth International Workshop on Combustion and Propulsion - In-Space Propulsion. Lercici, La Spezia, Italy: [s.n.]. 2003.
- [6] ALTMAN, D.; HUMBLE, R. W. Hybrid Rocket Propulsion Systems. In: HUMBLE, R. W.; HENRY, G. N.; LARSON, W. J. Space Propulsion Analysis and Design. 1. ed. [S.l.]: The McGraw-Hill Companies, Inc, v. 1, 1995. Cap. 7, p. 365-441.
- [7] BOARDMAN, T. A. Rocket Propulsion Elements. 7. ed. [S.l.]: John Wiley & Sons, 2001. Cap. 15, p. 579-607. ISBN 0-471-32642-9.
- [8] ALTMAN, D. Rocket Motors, Hybrid. In: MEYERS, R. A. Encyclopedia of Physical Science and Technology. 3. ed. [S.l.]: Elsevier Science Ltd., v. 14, 2001. p. 303-321.
- [9] KNUTH, W. H. et al. Experimental investigation of a vortex-driven high-regression rate hybrid rocket engine. 34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. [S.l.]: AIAA. 1998.
- [10] CARMICINO, C.; RUSSO SORGE, A. Investigation of the Fuel Regression Rate dependence on Oxidizer Injection and Chamber Pressure in a Hybrid Rocket. 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Huntsville: [s.n.]. 2003.
- [11] CARMICINO, C.; RUSSO SORGE, A. Role of injection in hybrid rockets regression rate behavior. Journal of Propulsion and Power, v. 21, n. 4, p. 606-612, 2005. ISSN 0748-4658.
- [12] ALTMAN, D.; HOLZMAN, A. Overview and History of Hybrid Rocket Propulsion. In: _____ Progress in Astronautics and Aeronautics Series. 1st. ed. [S.l.]: AIAA, v. 218, 2007. p. 650.
- [13] BURKHARDT, H. et al. Evaluation of Propulsion Systems for satellite End-Of-Life De-Orbiting. DLR, Germany. [S.l.]. 2008. (AIAA Journal 2002-4208).
- [14] JANOVSKY, R. et al. End-of-life de-orbiting strategies for satellites. Deutscher Luft-und-Raumfahrtkongress. [S.l.]. 2002. (DGLR-JT2002-028).
- [15] CHIAVERINI, M. J. et al. Regression-Rate and Heat-Transfer Correlations for Hbrid Rocket Combustion. Journal of Propulsion and Power, v. 17, n. 1, p. 99-110, 2001. ISSN 0748-4658.
- [16] YUASA, S. S. et al. A technique for improving the performance of Hybrid Rocket Engines. AIAA/ASME/SAE/ASEE 35th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Los Angeles, Ca: [s.n.]. 1999. p. AIAA paper 99-2322.
- [17] JONES, C. C.; MYRE, D. D.; COWART, J. S. Performance and Analysis of Vortex Oxidizer Injection in a Hybrid Rocket Motor. 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Denver: [s.n.]. 2009.