

Perspectivas para a propulsão híbrida no Brasil

Perspectives for hybrid propulsion development in Brazil

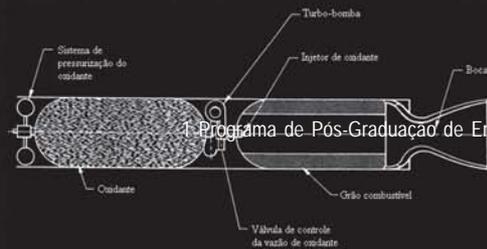
Perspectivas para la propulsión híbrida em Brasil

*Susane Ribeiro Gomes^{1,2}

Leopoldo Rocco Junior^{1,3}

Koshun Iha^{1,4}

José Atilio Fritz Fidel Rocco^{1,4}

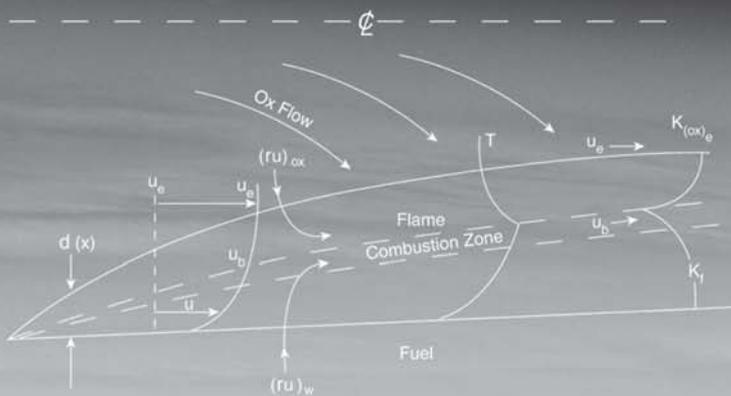
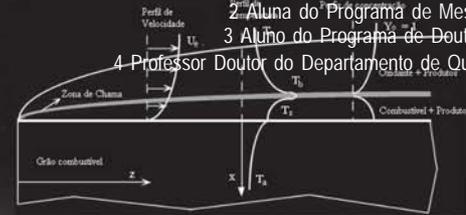


1 Programa de Pós-Graduação de Engenharia Aeronáutica e Mecânica do Instituto de Tecnologia da Aeronáutica (ITA) São Paulo, Brasil

2 Aluna do Programa de Mestrado

3 Aluno do Programa de Doutorado

4 Professor Doutor do Departamento de Química



RESUMO

A produção de pequenos, micro e nanosatélites está crescendo de forma acelerada tendo, como consequência, um aumento na produção de veículos lançadores dos mais variados tipos e desempenhos, dando início a uma elevada concorrência por uma posição relevante neste importante mercado internacional. Desta maneira, países em desenvolvimento devem reunir esforços no sentido de entrar nesta competição, ainda nesta década, enquanto ainda há espaço nesta atividade. Esta tentativa deve compreender o desenvolvimento de um programa espacial relacionado ao desenvolvimento de veículos lançadores para atender à demanda de posicionar satélites em órbitas baixas e altas. Esta demanda deve motivar as empresas provedoras de serviços de satelitização a encontrar maneiras econômicas de lançá-los independentemente de tamanho e órbita a ser alcançada. Por este motivo, explorar diferentes maneiras de providenciar o lançamento de satélites pelo uso de motores-foguete do tipo híbrido, um sistema de propulsão química que ganha cada vez atenção dos pesquisadores da área de propulsão aeroespacial, torna-se imperioso pelas suas características de custos de produção reduzidos e alta segurança operacional. Desta maneira, este artigo pretende apresentar a viabilidade dessa tecnologia, lidando inicialmente com aspectos de projeto e operação, aplicados ao desenvolvimento deste ramo da ciência no Brasil.

Palavras-chave: Motor-foguete híbrido. Propulsão aeroespacial. Propulsão híbrida. Motor de apogeu.

Recebido: 14/02/10

Revisado: 11/04/10

Aceito: 01/05/10

*Autora: Susane Ribeiro é engenheira aeronáutica, graduada pelo Instituto Tecnológico de Aeronáutica em 2009. Mestranda pelo ITA em Engenharia Aeronáutica e Mecânica na área de Física e Química de Materiais Aeroespaciais, Subárea de Propulsão Aeroespacial. **Contato:** susaneribeiro@gmail.com

ABSTRACT

The production of small, micro and nano satellites is growing exponentially, as a result, the need for launch vehicles also increases, giving rise to a strong concurrency for a place in this important international market. Hence, developing countries must make the effort to enter this competition, on this decade, while there is still the opportunity. This attempt should comprise the development of a space research program largely related to the development of launch vehicles to fit the demands of placing satellites in low and high orbits. This requirement should motivate the launcher service provider to find an economic way of boosting satellites of different geometries. For this reason, it is not surprising to explore substitute ways to launch small satellites in a suitable time with cheaper costs by the use of hybrid rocket motors, a well-known rocket propulsion system recognized by the relatively smaller production costs and high safety. Therefore, this essay aims to present the viability of this technology, dealing primarily with the design and operational relevant matters, focusing on the development of the hybrid propulsion technology in Brazil.

Keywords: Hybrid rocket motor. Aerospace propulsion. Hybrid Propulsion. Apogee motor.

RESUMEN

La producción de pequeños, micro y nanosatélites está creciendo de forma acelerada teniendo, como consecuencia, un aumento en la producción de vehículos lanzadores de los más variados tipos y desempeños, dando inicio a una elevada concurrencia por una posición relevante en este importante mercado internacional. De esta manera, países en desarrollo deben reunir esfuerzos en el sentido de entrar en esta competición, aún en esta década, mientras hay espacio en esta actividad. Esta tentativa debe comprender el desarrollo de un programa espacial relacionado al desarrollo de vehículos lanzadores para atender a la demanda de posicionar satélites en órbitas bajas y altas. Esta demanda debe motivar un programa espacial relacionado al desarrollo de vehículos lanzadores para atender a la demanda de posicionar satélites en órbitas bajas y altas. Esta demanda debe motivar las empresas proveedoras de servicios de satelitización a encontrar maneras económicas de lanzarlos independientemente de tamaño y órbita a ser alcanzada. Por este motivo, explorar diferentes maneras de providenciar el lanzamiento de satélites por el uso de motores-cobete del tipo híbrido, un sistema de propulsión química que gana cada vez atención de los investigadores de área de propulsión aeroespacial, tornándose imperioso por sus características de costos de producción reducidos y alta seguridad operacional. De esta manera, este artículo pretende presentar la viabilidad de esa tecnología, lidiando inicialmente con aspectos de proyecto y operación, aplicados al desarrollo de este ramo de la ciencia en Brasil.

Palabras-clave: Motor-cobete híbrido. Propulsión aeroespacial. Propulsión híbrida. Motor de apogeo.

INTRODUÇÃO

As oportunidades de pesquisa na área de propulsão química a motores-foguete ainda estão pouco presentes nos institutos de educação superior e laboratórios em engenharia aeroespacial brasileiros.

No entanto, dadas as condições atuais do mercado internacional de lançamento de satélites, é primordial que nossos institutos aumentem de forma considerável o grau de comprometimento com a pesquisa e desenvolvimento de sistemas de propulsão a motores-foguete, além de outras formas de propulsão.

Os programas de pesquisa já existentes, que têm como objetivo primordial o desenvolvimento de sistemas de propulsão sólida e/ou líquida, requerem um elevado investimento financeiro, de estrutura física e grande demanda de tempo, de modo que os pesquisadores e estudantes envolvidos nesta área das ciências nem sempre dispõem de meios adequados para o prosseguimento deste tipo de pesquisa cujo retorno em longo prazo depende de uma Política de Estado muito bem estabelecida.

Por outro lado, se os esforços forem concentrados no estudo de sistemas de propulsão mais simples, seguros e acessíveis, investimentos menos expressivos podem ser suficientes para a intensificação do programa espacial brasileiro.

Neste contexto, insere-se o motor-foguete híbrido, cujo sistema propulsivo apresenta vantagens em relação aos sistemas de propulsão química tradicionais.

Na tabela a seguir, é feita a listagem das principais características do motor-foguete híbrido, que demonstram a viabilidade de seu emprego como propulsor de baixa complexidade aeroespacial.

Tabela 1: Comparação do sistema de propulsão híbrida em relação aos motores dos tipos sólido e líquido.

	Comparado aos sólidos	Comparado aos líquidos
Complexidade	Maior simplicidade química Tolerância a erros de produção	Maior simplicidade mecânica Tolerante a erros de fabricação
Segurança	Menor risco de explosão Possibilidade de abortar a missão	Reduzido risco de incêndio Início menos propenso a erros
Desempenho	Pode ter seu empuxo modulado Melhor desempenho de Isp	Combustível mais denso Fácil inclusão de aditivos metálicos
Outro	Menor impacto ambiental	Menor massa de propelentes
Custo	Redução dos custos de desenvolvimento Redução dos custos recorrentes	Redução dos custos de desenvolvimento Redução dos custos recorrentes

O motor-foguete 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 modulação do empuxo ou extinção do processo de queima. Além disso, há certas aplicações em que o híbrido apresenta desempenho superior, sendo estas listadas a seguir (ALTMAN et al., 2007):

- Foguetes de sondagem. Devido ao seu baixo custo, segurança de operação e ampla gama de propelentes disponíveis, este sistema continua a ser um dos preferidos nos sistemas 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.

Janovsky et al. (2002) mostraram que este sistema propulsivo pode ser empregado para o remanejamento de satélites em órbitas estacionárias. Esta possível utilização se insere no atual contexto do programa espacial brasileiro.

É de conhecimento geral que os principais desastres naturais nacionais são decorrentes de chuvas torrenciais (granizo) e enchentes, de maneira que o reposicionamento de satélites climáticos, em órbitas geoestacionárias específicas, contribuiria para a limitação desses efeitos nas regiões consideradas críticas. Permitindo, assim, melhorar a administração de recursos energéticos, o que favorece o desenvolvimento econômico.

Como exemplo, no verão de 2010, os desastres naturais que ocorreram principalmente em cidades dos estados do Rio de Janeiro e São Paulo alertaram para esta situação delicada em que se encontram os sistemas de previsão meteorológica, que não obtiveram êxito em prever os acontecimentos com a antecedência suficiente para evitar um número significativo de casualidades.

Burkhardt et al. (2002) concluíram que sistemas de propulsão híbrida podem ser úteis na retirada de detritos espaciais de órbitas baixas ou altas. Este procedimento, denominado *de-orbiting*, encontra no motor híbrido um custo inferior, 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. 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 (BURKHARDT et al., 2002).

Micro-propulsores híbridos podem ser utilizados no reposicionamento de satélites em órbitas específicas. Este emprego está sendo estudado na comunidade científica e seus avanços podem ser encontrados na literatura (JANOVSKY et al., 2002, BURKHARDT et al., 2002). Paralelamente, este sistema ainda pode desempenhar outras funções em órbita, tais como serviços de manutenção, em que são realizados diagnósticos, reparação e reposição de combustível.

Devido às várias possibilidades de aplicação do motor-foguete híbrido na propulsão aeroespacial sucintamente apresentadas nesta introdução, serão feitas considerações acerca dos conceitos teóricos fundamentais relativos a este sistema de propulsão juntamente com análises preliminares de sua viabilidade sob aspectos de engenharia.

1 MOTOR-FOGUETE HÍBRIDO

Um motor-foguete híbrido é um sistema de propulsão química em que o oxidante e o combustível estão armazenados separadamente e, também, em fases físicas distintas. No motor-foguete híbrido clássico, utiliza-se um combustível sólido e um oxidante líquido ou gasoso. Durante a operação do motor, o oxidante é injetado na câmara de combustão, que contém o grão combustível sólido posto a queimar, gerando empuxo da forma convencional a todo motor-foguete. A Figura 1, apresentada a seguir, mostra um desenho esquemático de um motor-foguete híbrido genérico.

A representação esquemática da zona de queima sobre o grão combustível sólido é apresentada na Figura 2, onde se pode observar, principalmente, a evolução do perfil de temperaturas desenvolvidas a partir da superfície de queima do grão combustível sólido.

Na câmara de combustão, um líquido (ou gás) atomizado ou vaporizado escoia pelo interior do grão combustível sólido e reage próximo da superfície do mesmo. Experimentos mostram que os principais fatores que influenciam o processo de combustão são a taxa de transferência de calor para a superfície sólida e o calor de decomposição do combustível na fase sólida.

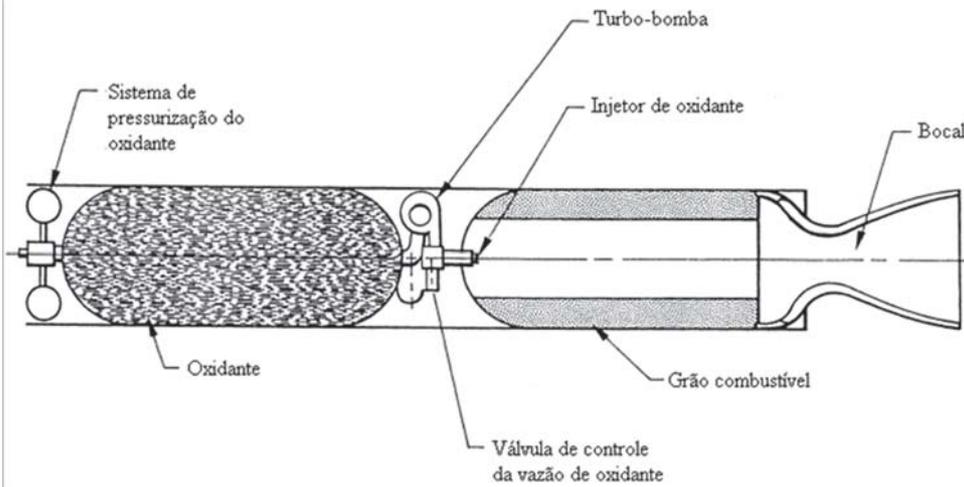


Figura 1: Desenho esquemático de um motor-foguete híbrido (Adaptado de Altman, 2001).

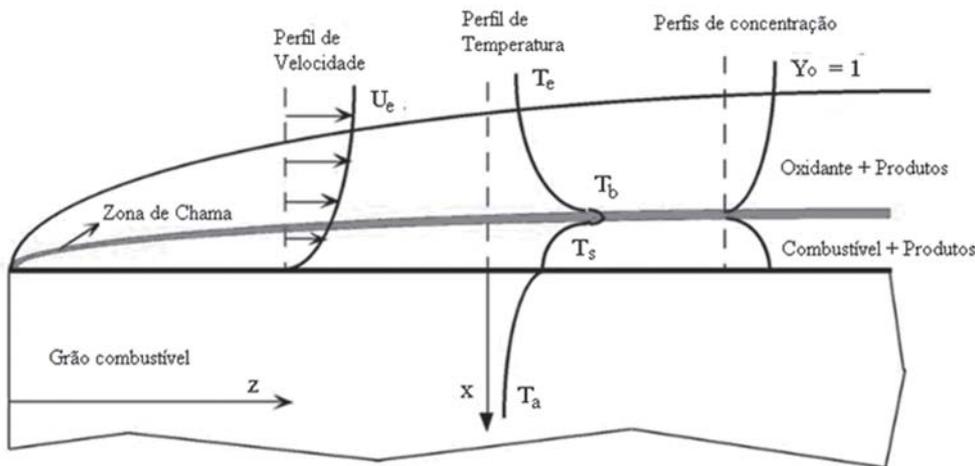


Figura 2: Representação esquemática da zona de queima estabelecida sobre o grão combustível sólido [Adaptado de Burkhardt, 2002].

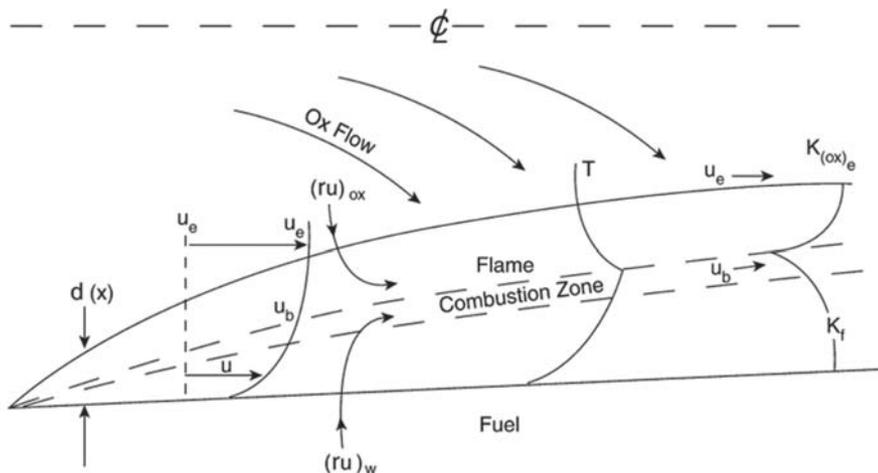


Figura 3: Modelo de combustão híbrida onde a zona de queima está situada dentro da camada limite na região em que os fluxos difusivos de oxidante e combustível são aproximadamente iguais. A espessura da zona de combustão é dominada pela cinética no regime turbulento (Altman, 2001).

O fluxo de massa, que é regulado pela taxa de escoamento da fase líquida, determina a taxa de calor gerada na zona de combustão e, assim, a transferência de calor e a magnitude do empuxo desenvolvido pelo motor (ALTMAN, 2001, ALTMAN e HUMBLE, 1995).

O fenômeno da combustão nestas condições é similar ao da chama difusiva turbulenta, em que a zona de queima é estabelecida dentro da camada limite. Pode-se representar esse processo por um modelo idealizado que trata a zona de chama como um ponto de descontinuidade no gradiente de temperatura e composição.

No caso real da cinética de combustão finita, a zona de chama é preenchida com gradientes de temperatura e composição contínuos. O oxidante entra na zona de chama pelo escoamento livre por difusão, enquanto o combustível entra na camada limite como resultado da vaporização do material no estado sólido (grão) a partir de sua superfície. A zona de combustão é estabelecida no ponto em que ocorre uma razão estequiométrica aproximada entre as espécies químicas, ditas oxidante e combustível. Este modelo considera que a zona de combustão ocorre dentro da camada limite turbulenta a uma determinada distância da superfície sólida (grão), que é menor que a espessura da camada limite de velocidade (KARABEYOGLU e ALTMAN, 1997, MARXMAN e GILBERT, 1963). A Figura 3 apresenta o modelo do processo de combustão dentro da camada limite.

Ao contrário do que ocorre no processo de queima de um grão propelente sólido, no caso do híbrido, devido às características da chama difusiva, onde o oxidante e o combustível têm de se difundir no

meio reacional (MARXMAN e GILBERT, 1963, MARXMAN e WOOLDRIDGE, 1965), há uma limitação da superfície de queima que, mesmo apresentando trincas ou fissuras, não implica o risco eminente de explosão do motor como no caso do propulsor sólido.

Os gases frios, provenientes das transformações químicas ou de fase física do combustível que apresentam temperaturas mais baixas do que aquelas encontradas na zona de chama, geram um efeito de resfriamento que dificulta a troca de calor para a superfície do grão. Este efeito é conhecido como efeito de bloqueio¹. Desta forma, a taxa de regressão do combustível é pouco dependente da diferença de entalpia na camada limite e do calor de gaseificação do combustível sólido. O que justifica o fato de que há pouca diferença nas taxas de regressão de diferentes polímeros usados como combustíveis sólidos neste tipo de motor. De qualquer forma, a transferência de calor na zona de queima do combustível sólido é o mecanismo limitante da taxa de regressão.

Atualmente, é bem aceito que a taxa de regressão independe, ou é pouco dependente da pressão na câmara de combustão, e varia ao longo do comprimento desta mesma câmara, uma vez que a razão estequiométrica entre oxidante e combustível varia ao longo da coordenada longitudinal (ALTMAN e HUMBLE, 1995, SUTTON e BIBLARZ, 2001).

Teoricamente, em termos de desempenho, obtém-se para os motores híbridos, em geral, um impulso específico de valor nominal próximo ao da propulsão líquida (usando a mesma espécie oxidante líquida), e maior que o da propulsão sólida (ALTMAN e HUMBLE, 1995). Finalmente, diferentemente dos motores sólidos, um motor híbrido pode ter seu empuxo modulado através do controle da vazão de oxidante.

2 MÉTODOS PARA AUMENTAR A TAXA DE REGRESSÃO

A taxa de regressão do combustível em motores híbridos pode ser determinada pela transferência de calor convectiva da chama para a superfície do grão (MARXMAN e GILBERT, 1963). Em geral, o desenvolvimento do campo de temperaturas ao longo da camada limite de velocidade de sistemas de hidrocarbonetos-oxigênio têm valores similares, independentemente do combustível empregado na queima. Desta forma, para aumentar a taxa de regressão do combustível, deve-se reduzir a espessura da camada limite sobre a superfície do mesmo (MARXMAN e GILBERT, 1963, MARXMAN e WOOLDRIDGE, 1965).

Espera-se que um campo de escoamento do oxidante do tipo *swirl* (escoamento espiralado com elevada presença de redemoinhos) na câmara de combustão reduza a espessura da camada limite devido a um aumento na velocidade pela componente adicional de velocidade tangencial próxima à superfície do grão (Marxman e Wooldridge, 1965). A força centrífuga do movimento de *swirl* tem efeitos favoráveis na redução da camada limite também devido ao aumento da pressão e do tempo de residência na câmara de combustão, fatores que aumentam a eficiência do processo de queima.

Observações do escoamento (YUASA et al., 1999) têm mostrado que o jato de oxigênio com momento angular no topo do combustível gera um campo de escoamento com elevada turbulência na câmara de combustão. Análises de espectros de emissão dos gases formados da combustão sugerem que a aplicação de *swirl* para o oxigênio aumenta a taxa de regressão do combustível e, conseqüentemente, a temperatura em que se dá o processo de combustão na câmara (YUASA et al., 1999).

Vários métodos diferenciais têm sido explorados objetivando aumentar a taxa de regressão de combustíveis sólidos nos motores híbridos. Algumas das técnicas mais pesquisadas e que podem ser encontradas na literatura são:

- Adição de agentes oxidantes ou materiais que se autodecompõem no combustível. Esta técnica se aproxima de um projeto de motor foguete sólido, o que elimina a característica de segurança dos motores-foguete híbrido (RISHA et al., 2007).

- Utilização de injetor do tipo *swirl*. Este método tem efeitos de primeira ordem nas taxas de regressão (KNUTH et al., 1998, CARMICINO, nov. 2002, CARMICINO e RUSSO, 2007, IMAMURA, SHIMADA e YUASA, 1996). Estes resultados são promissores, embora algumas questões ainda permaneçam sem resposta, como a extrapolação destes resultados para motores de larga escala e também o impacto no projeto da complexidade da técnica de injeção do oxidante. Estes processos devem ser minuciosamente estudados, principalmente no que diz respeito à análise de similaridade, fundamental para a extrapolação dos resultados experimentais.

- Incorporação de aditivos metálicos finamente divididos. Esta também é uma técnica comum para aumentar a taxa de queima (KARABEYOGLU, 2003). A melhora é relativa (da ordem de 10 a 20%). Há desvantagens tais como a maior vulnerabilidade às instabilidades de queima devido à dependência da pressão com a taxa de regressão, o aumento do impacto

¹ O parâmetro de bloqueio, uma medida da redução da troca de calor, é representado matematicamente por C_H / C_{H_0} ou C_I / C_{I_0} (Altman, 2001).

ambiental ocasionado pela eliminação de óxidos metálicos como a alumina, entre outras.

- Incorporação de aditivos metálicos nanoparticulados. Por esta abordagem, há um aumento da taxa de queima para até 60% em relação ao grão não modificado (RISHA et al., 2007, GREINER e FREDERICK, 1992, RISHA, 2002). No entanto, apresenta um processamento complexo devido à dificuldade de manuseio e aos custos elevados.

CONCLUSÃO

Este trabalho apontou a necessidade de incorporar junto às pesquisas no campo da propulsão aeroespacial brasileira, desenvolvidas nos institutos de pesquisa governamentais e privados, um programa específico focando o motor-foguete híbrido que pode vir a ser utilizado como veículo lançador de satélites, ou a estes acoplados, atendendo uma demanda crescente da indústria de satelitização.

A colocação em órbita terrestre de cargas por motores-foguete demanda altos investimentos de tecnologia e infra-estrutura aeroespacial, notadamente em relação à massa da carga. São necessários motores de grande porte e complexidade para, por exemplo,

alocar pequenos objetos em órbitas geoestacionárias. A massa da carga em relação ao motor pode ser otimizada no caso da propulsão híbrida. Este tipo de engenho pode proporcionar mudança de órbita, serviços de manutenção, reduzindo custos de custos de vida de sistemas espaciais. Adicionalmente, as características inerentes ao desempenho dos motores-foguete híbridos, tais como os valores de impulso específico e empuxo total, juntamente com o baixo custo de produção e elevada segurança operacional, tornam possível a realização de missões de lançamento de satélites em órbitas de apogeu (mais distantes) e perigeu (mais próximas).

Os aspectos básicos de funcionamento deste motor foram abordados neste trabalho, assim como a análise das características da queima e dos fatores que contribuem para o aumento da taxa de regressão dos combustíveis sólidos.

Com este trabalho, os autores esperam poder contribuir para as pesquisas na área aeroespacial brasileira, intensificando o interesse na propulsão híbrida que se mostra de baixo custo, eficiente e de baixa complexidade de engenharia.

REFERÊNCIAS

ALTMAN, D. **The Encyclopedia of Physical Science and Technology**. [S.l.:s.n.], 2001. v.14

ALTMAN, D. ; HUMBLE, R. Hybrid rocket propulsion systems. In: **Space Propulsion Analysis and Design**. New York. McGraw-Hill, 1995. pp. 365–441.

BURKHARDT, H. et.al. **Evaluation of Propulsion Systems for satellite End-Of-Life De-Orbiting**. AIAA Journal. [S.l. : s.n.]. p. 2002-4208.

CARMICINO, C., **Alcuni Aspetti della Balistica Interna di un Endoreattore a Propellenti Ibridi e del Comportamento di Ugelli a Spina Troncata**. 2002 Dissertation, Univ. of Naples "Federico II", Naples, Italy, 2002.

CARMICINO, C.; RUSSO, S. A performance comparison between two different injector configurations in a hybrid rocket. **Aerospace Science and Technology**, v. 11, n. 1, 2007.

GRANT A. R. et.al. **Performance comparison of HTPB-Based solid fuels containing nano-sized energetic powder in a cylindrical hybrid rocket motor**. 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2002. 2002-3576

GREINER, B. ; FREDERICK, R. A., Jr., **Results of Labscale Hybrid Rocket Motor Investigation**, AIAA Paper 92-3301, July 1992.

IMAMURA, T.; SHIMADA, O.; YUASA, S., **Effects of Swirling Oxygen Flow on the Performance of a Hybrid Rocket Engine**. Proceedings of the 36th Karabeyoglu, A., M., Zilliac, G., Cantwell, B., J., De Zilwa,

A., Castelluci, P., "Scale-up high regression rate liquefying hybrid rocket motors." AIAA paper 2003-1162.

JANOVSKY, R. et. al. **End-of-life de-orbiting strategies for satellites** Deutscher Luft-und-Raumfahrtkongress 2002. DGLR-JT2002-028

KARABEYOGLU, M.; ALTMAN, D., **The transient behavior of hybrid rockets**. AIAA Paper 97-2936, 1997.

KNUTH, W.H. et al., **Experimental investigation of a vortex-driven high-regression rate hybrid rocket engine**. AIAA Paper 98-3348, 1998.

MARXMAN, G.A.; GILBERT, G.M., Turbulent boundary layer combustion in the hybrid rocket. In: SYMPOSIUM (INTERN.) ON COMBUSTION, THE COMBUSTION INSTITUTE, 19.,1963, [S.l.]. **Anais...**, 1963. p. 371-383.

MARXMAN, G. A.; WOOLDRIDGE, C. E., **Research on the combustion mechanism of hybrid rockets**. Combustion and Propulsion Panel, AGARD, NATO. San Diego: [S.n]. 1965.

RISHA, G.A., et.al. **Metals, Energetic Additives, and Special Binders Used in Solid Fuels for Hybrid Rockets**. Fundamentals of Hybrid Rocket Combustion in Astronautics and Aeronautics, v. 218, p. 423-442, 2007.

SUTTON, G.P.; BIBLARZ, O., **Rocket propulsion elements**, 7th ed. [S.l.] : John Wiley & Sons, 2001, Cap. 15.

YUASA, S.. **A technique for improving the performance of hybrid rocket engines**. Los Angeles: [s.n.], 1999. p 99-2322.