



Journal of Aerospace Technology and
Management
ISSN: 1948-9648
secretary@jatm.com.br
Instituto de Aeronáutica e Espaço
Brasil

Fritz Fidel Rocco, José Atílio; Boschi Gonçalves, Rene Francisco; Iha, Koshun; da Silva, Gilson
Evaluation of nanoparticles in the performance of energetic materials
Journal of Aerospace Technology and Management, vol. 2, núm. 1, enero-abril, 2010, pp. 47-52
Instituto de Aeronáutica e Espaço
São Paulo, Brasil

Available in: <http://www.redalyc.org/articulo.oa?id=309426552005>

- ▶ How to cite
- ▶ Complete issue
- ▶ More information about this article
- ▶ Journal's homepage in redalyc.org

José Atílio Fritz Fidel Rocco*
Instituto Tecnológico de Aeronáutica
São José dos Campos – Brasil
friz@ita.br

Rene Francisco Boschi Gonçalves
Instituto Tecnológico de Aeronáutica
São José dos Campos – Brasil
rene@ita.br

Koshun Iha
Instituto Tecnológico de Aeronáutica
São José dos Campos – Brasil
koshun@ita.br

Gilson da Silva
Instituto Nacional da Propriedade Industrial
Rio de Janeiro – Brasil
gilsondasilva@uol.com.br

* Author for correspondence

Evaluation of nanoparticles in the performance of energetic materials

Abstract: The addition of nanosized metal particles in propulsion systems such as solid and liquid propellants, hybrid propellant and ramjet motors has recently become a major focus of research. Significant increases in the burning velocity and in the specific impulse are some of the advantages of using nano-scale energetic materials in many different types of propulsion systems. Aluminum has been largely employed as a metallic additive in energetic materials, also in a recently new propulsion system (aluminum/ice propulsion, “Alice”), and some studies show that the advantages of using nanosized aluminum instead of microsized aluminum are facilitating the ignition of the systems and allowing better incorporation of the components in the formulations and improving its homogeneity. Some of the combustion processes that require high pressures and even higher temperatures can occur in moderate conditions due to the increase of the surface area of the reactants, in this case, the metallic additive.

Keywords: Nanoparticles, Aluminum, Energetic materials.

Avaliação das nanopartículas no desempenho de materiais energéticos

Resumo: A adição de partículas metálicas nanométricas em sistemas de propulsão, tais como propelentes sólido, líquido, híbrido e de motores aspirados, “ramjet”, tem sido recentemente mais pesquisada. Significante aumento na velocidade de queima e no impulso específico são algumas das vantagens do uso de nanopartículas de materiais energéticos em diferentes tipos de sistemas de propulsão. O alumínio tem sido largamente empregado como aditivo metálico em materiais energéticos, e recentemente em um novo sistema de propulsão (aluminum/ice propulsion, Alice). Estudos mostram que a vantagem do uso de nanopartículas de alumínio em substituição das partículas micrométricas facilita a ignição de sistemas e permite melhor incorporação dos componentes nas formulações, melhorando sua homogeneidade. Alguns dos processos de combustão que requerem altas pressões e temperaturas podem ocorrer em condições moderadas devido ao aumento da área superficial dos reagentes, nesse caso, de aditivo metálico.

Palavras-chave: Nanopartículas, Alumínio, Materiais energéticos.

INTRODUÇÃO

Materiais energéticos combinados sob a forma de propelentes sólidos, explosivos e pirotécnicos resultam em compósitos com características de comportamento mecânico e de queima bem definidas (Wilson e Kim, 2003). Por exemplo, considerando o propelente sólido, sua constituição pode ser compreendida como uma matriz polimérica de origem orgânica denominada *binder*, altamente carregada principalmente com sais inorgânicos, que representam uma espécie química oxidante, além de

outras como aditivos modificadores de velocidade de queima, agentes de ligação e aditivos metálicos (partículas metálicas finamente divididas) que têm a função de aumentar o impulso específico e reduzir fenômenos de instabilidade de queima (Meda *et al.*, 2005). O impulso específico é o principal parâmetro balístico do propelente. De forma geral, o diâmetro médio destas partículas metálicas incorporadas ao compósito está situado entre 10 e 20 μm e têm o alumínio como principal aditivo balístico (Dokhan *et al.*, 2001), sendo que outros metais como o boro e o magnésio também podem ser empregados para este fim.

Nas condições acima descritas, as partículas de alumínio, quando incorporadas à matriz polimérica, são aprisionadas

Received: 01/03/10
Accepted: 16/03/10

no espaço compreendido entre os cristais do sal inorgânico, normalmente o perclorato de amônio (oxidante), em um processo conhecido como empacotamento das cargas, que resulta no compósito denominado grão propelente sólido. Normalmente, o diâmetro médio dos cristais da espécie química oxidante varia entre 200 e 400 μm em uma distribuição do perfil (granulométrico) bem definido e controlado em termos de processo de obtenção (fabricação) do compósito. Desta forma, durante o processo de queima do compósito, quando uma partícula submersa de alumínio metálico é exposta à frente de chama, tende a se posicionar na fase líquida do *binder* (matriz polimérica) que está em processo de pirólise. Observou-se (Dokhan *et al.*, 2001) que o óxido de alumínio (Al_2O_3), produto da combustão do alumínio, tende a se manter por um longo período de tempo nestas condições (fase sólida), já que sua temperatura de fusão, da ordem de 2194K, é muito superior à do *binder* e do sal oxidante. Este fenômeno induz a concentração e aglomeração destas partículas de alumínio na região da frente de chama do compósito em processo de queima. O alumínio metálico é extremamente reativo, mas seu óxido, a alumina (Al_2O_3), é muito refratário, o que dificulta o seu processo de oxidação.

O processo de combustão de formulações de propelente sólido compósito resulta na formação de produtos condensados que desempenham importante papel na performance do motor-foguete onde este grão propelente está instalado. O conhecimento detalhado das características de dispersão destas partículas no meio reativo, do mecanismo de aglomeração, da distribuição de tamanhos residuais e tempo de queima é essencial em termos de design e performance do motor-foguete que contém este propelente. Estas partículas e aglomerados formados a partir destes condensados (residuais) têm um diâmetro médio da ordem de 1 μm e englobam de 80 a 90% dos óxidos formados a partir do processo de combustão do propelente sólido. Participam efetivamente na eliminação de altas frequências de oscilação intrínsecas ao processo de combustão do grão propelente sólido instalado na câmara de combustão e que pode comprometer o desempenho do motor-foguete.

A diminuição do tamanho médio das partículas metálicas incorporadas à formulação do propelente sólido (compósito), da escala micrométrica para a nanométrica, pode resultar em grandes alterações no comportamento de queima do material como, por exemplo, um aumento em sua velocidade de queima além do aumento da energia nominal liberada. Por exemplo, Armstrong *et al.* (2003) verificaram em seus experimentos que, para um sistema constituído de partículas de perclorato de amônio (oxidante) e partículas de alumínio metálico com diâmetro médio variando entre 100 e 100.000 nm ensaiados em uma câmara de combustão do tipo *strand burner* e também

pressões operacionais variando desde a atmosférica até 200 MPa, a velocidade de queima esteve inversamente relacionada ao tamanho da partícula de alumínio.

A correlação da pressão “P” com a velocidade de queima “r” de uma dada formulação de propelente sólido pode ser descrita pela lei de Vielle, que é expressa algebricamente da seguinte forma (Equação 1):

$$r = \beta P^\alpha \quad (1)$$

onde β e α são constantes determinadas experimentalmente.

A Equação 1, apresentada em sua forma algébrica, tem uma interpretação teórica. Deve ser ressaltado que, para formulações que apresentam altos valores do expoente de pressão (α), estas tendem a apresentar instabilidades de queima a altas pressões operacionais na câmara de combustão do motor-foguete.

Por fim, deve-se denotar que, atualmente, há uma tendência de se incorporarem nanopartículas metálicas ou de materiais energéticos, explosivos, nas formulações de propelentes sólidos e composições explosivas, tendo em vista que o que se busca é exatamente aumentar o valor da energia liberada destes materiais durante seu processo de queima. Isto pode representar um aumento no rendimento das máquinas térmicas (motores-foguete, sistemas explosivos) que os contêm. Porém, as pesquisas realizadas até este momento não deixaram claro o aumento do valor da energia causado pelo uso destas nanopartículas. Deve-se, portanto, desenvolver metodologias neste sentido, porque as pesquisas correntes são promissoras.

CARACTERIZAÇÃO DE MATERIAIS ENERGÉTICOS

Em termos laboratoriais, para avaliar as alterações de queima provocadas pela adição das nanopartículas em composições de propelentes e explosivos independentemente do estado físico, são comparadas as curvas obtidas pelas técnicas de análise térmica: termogravimetria (TG) e calorimetria exploratória diferencial (DSC). Especialmente pelo emprego da técnica DSC é possível quantificar a energia liberada da fase exotérmica da queima do material pela integração direta da área que compreende a respectiva fase na curva DSC. Dessa forma, podem se contrapor de forma direta as energias liberadas pelas composições contendo partículas e escalas nano e micrométricas. Estas considerações são válidas quando todos os outros parâmetros envolvidos na análise da curva DSC são mantidos constantes. Parâmetros tais como: razão de aquecimento, massa inicial da amostra, vazão de gás inerte, gás inerte, tipo de panela empregada no ensaio, condições da panela empregada (aberta/fechada).

PRINCIPAIS CONTRIBUIÇÕES DO EMPREGO DE MATERIAIS ENERGÉTICOS NANOPARTICULADOS

“ALEX”: *Nanosized aluminum*

Sob o nome comercial de “ALEX” (Argonide Corporation, USA), as partículas esféricas ultrafinas obtidas por eletroexplosão com diâmetro médio variando entre 100 e 200 nm de alumínio provocaram mudanças significativas de performance balística sob determinadas condições em compósitos energéticos (Cliff, Tepper e Lisetsky, 2001). Por exemplo, em formulações de propelente sólido compósito, houve um aumento da velocidade de queima em comparação à mesma participação em massa do alumínio na escala micrométrica (Cliff, Tepper e Lisetsky, 2001). O “ALEX” queima na superfície da frente de chama, ao contrário do alumínio particulado na escala micrométrica, que se oxidará apenas na corrente formada acima desta mesma superfície, causando perda em termos de energia química potencial e problemas de aglomeração na região da tubeira do motor-foguete (Cliff, Tepper e Lisetsky, 2001).

Quando se trata de compósitos explosivos, significativas alterações de desempenho ocorrem pela adição do “ALEX” às suas formulações (Cliff, Tepper e Lisetsky, 2001). Sua incorporação ao ADN (Dinitramida de Amônia) resultou em um aumento na velocidade de detonação de 4380 m/s (97:3 ADN/Viton) para 5070 m/s (73:24:3 ADN/ALEX/Viton) (Cliff, Tepper e Lisetsky, 2001). Além disto, sua compatibilidade com *binders* baseados no PBLH (polibutadieno líquido hidroxilado) é total, permitindo sua integração de forma idêntica ao alumínio na escala micrométrica. Naturalmente, devido à sua maior área específica, algumas alterações se fazem necessárias neste processo de incorporação ao *binder*.

Comparadas às formulações convencionais que empregam alumínio metálico de partículas com diâmetro médio na escala micrométrica (18 a 30 μm), o uso de nanopartículas de alumínio oferece a possibilidade de aumentar a velocidade da energia liberada, melhorar o processo de combustão e o controle sobre a performance de conversão da energia química (ligações) em cinética (propulsão) de composições explosivas e de propelentes (Park *et al.*, 2005). Por exemplo, sabe-se que pode ocorrer um aumento na velocidade de queima de combustíveis e propelentes numa razão de 5 a 10 vezes quando se empregam nanopartículas de Alumínio (Al). Todavia, não há estudos que indiquem esses valores precisamente (Prakash, McCormick e Zachariah, 2004). Além disto, Park *et al.* (2005) mostraram que a energia de ativação envolvida na oxidação pelo ar de nanopartículas de alumínio com diâmetro médio da ordem de 24 a 65 nm foi muito menor do que para as mesmas partículas

na escala micrométrica (15 a 30 μm). Exemplos de partículas consideradas oxidantes incluem o Fe_2O_3 , MoO_3 e o CuO . Os parâmetros termodinâmicos que envolvem a combustão de partículas de alumínio oxidadas pelas três espécies químicas anteriormente citadas indicam que a temperatura de chama adiabática pode ser calculada com base no programa de equilíbrio químico denominado CEA (NASA-GLENN, *Chemical Equilibrium Program*) (Prakash, McCormick e Zachariah, 2004).

Diferentes processos de obtenção de nanopartículas têm sido desenvolvidos, em especial o “*Electric Explosion of Wire*” (Kotov, 2003), que gera partículas com formato esférico.

Combustível líquido

Em se tratando de combustíveis líquidos, como o querosene empregado na propulsão de engenhos por motores aspirados, a adição de partículas de alumínio metálico em escala nanométrica pode significar uma otimização de seu processo de ignição e combustão pela diminuição do tempo de retardo e aumento da densidade de energia em termos volumétricos. Dessa forma, combustíveis baseados em hidrocarbonetos, como é o caso do querosene, e que podem ser estocados para utilização posterior, passam a ser viáveis em termos de emprego em motores aspirados do tipo Scramjet (“*Supersonic Combustion Ramjet*”), que têm sido projetados empregando-se originalmente o hidrogênio como combustível (Neely *et al.*, 2003).

Propelente líquido

Para o caso de motores-foguete à propulsão líquida, há estudos (Mordosky *et al.*, 2001) que testaram a combustão sob a forma de gotas (“*spray*”) de oxigênio gasoso e querosene gelificado por nanopartículas de alumínio (“ALEX”) atomizadas por injetores convencionais empregados na propulsão líquida. A adição das nanopartículas de alumínio ao querosene, conhecido como RP-1, possuem a característica de aumentar significativamente o calor de reação em relação ao querosene não-aditivado. Neste estudo (Mordosky *et al.*, 2001), o diâmetro médio das partículas de alumínio empregadas na gelificação do hidrocarboneto foi da ordem de 100 nm e, teoricamente, isto permitiu deslocar a reação de combustão na direção dos produtos, resultando em um ganho de performance envolvendo parâmetros como: maior temperatura de chama, aumento do impulso específico, da velocidade característica (C^*) e da eficiência de combustão. As condições de operação do motor-foguete simuladas nos ensaios foram: pressão operacional na câmara de combustão variando entre 1 e 2,8 MPa (150

a 400 psia); vazão de alimentação na câmara do propelente gelificado variando entre 8 a 40 g/s; vazão de oxigênio no estado gasoso injetado na câmara variando entre 14 a 60 g/L; relação O/F (oxidante/combustível) variando entre 0,5 a 5. A porcentagem em massa de “ALEX” adicionada ao querosene foi fixada em 5% para todos os experimentos conduzidos de acordo com os parâmetros acima descritos.

Propelentes gelatinosos reúnem as vantagens dos propelentes sólidos e líquidos: alto impulso específico, baixa sensibilidade e baixa vulnerabilidade aliada à possibilidade de modulação do empuxo podem ser obtidos com a incorporação de nanopartículas metálicas de alumínio a espécies químicas energéticas no estado líquido e até mesmo à água, como será verificado na sequência. Como exemplo, pode-se citar a mono-metil-hidrazina assimétrica gelificada pela adição de metil-celulose contendo, ainda, alumínio metálico em sua formulação. As propriedades reológicas do propelente afetam de forma significativa grande número de parâmetros operacionais e exigências em termos de produção do propelente gelatinoso, incluindo aspectos de moldagem e combustão do grão no tubo motor-foguete. Outra formulação de propelente gelatinoso pode ser obtida pela adição de nanopartículas de dióxido de silício ao nitrometano, pois têm características de fluidez do tipo não-Newtoniana. Entre outros, Teipel e Förter-Barth (2005) empregaram partículas de dióxido de silício com diâmetro médio da ordem de 7 nm, sendo que a concentração em volume do agente gelatificante variou entre 4 e 8%.

Alice

A adição de alumínio nanoparticulado à água para aplicações em propulsão por motores-foguete ganhou novo impulso com o desenvolvimento do propelente ALICE, anacronismo de *Aluminum/Ice*.

A combustão entre o alumínio e a água vem sendo pesquisada desde a década de 1960 como um propelente viável em sistemas propulsivos por motores-foguete devido ao fato de esta reação liberar grandes quantidades de energia tendo como produtos da combustão espécies químicas que não agride o meio ambiente. Atualmente, os propelentes empregados para atingir a órbita da terra e manter-se nela são muito caros. Sendo assim, busca-se uma nova geração de propelentes que possam ser usados tanto na fase *booster* como *sustainer* em motores para as aplicações citadas, podendo ainda ser estocados para aplicações em órbita baixa da terra (LEO – *Low Earth Orbit*). Para propelentes estocáveis aplicados em LEO, existem também exigências de longos períodos de armazenamento, o que impõe grandes problemas, por exemplo, quando se emprega hidrogênio criogênico entre

outros combustíveis. A ideia de se empregar este tipo de propelente no espaço profundo também vem sendo pesquisada. Propelentes baseados no ALICE são baratos e abrem uma série de possibilidades, como a sua fabricação em missões lunares e, até mesmo, em Marte com a recente confirmação de que há água no planeta vermelho.

Aliado a estas vantagens de custo e produtos da combustão ambientalmente corretos, há um fato que merece destaque; a questão da segurança, uma vez que, por se tratar de água no estado congelado, dificilmente há riscos de ignição acidental do propelente baseado no ALICE.

É importante destacar que este propelente se tornou viável recentemente pela redução da escala do tamanho de partícula do alumínio metálico. Vindo da escala de micrômetros para nanômetros, o aditivo metálico tornou-se mais facilmente oxidável, liberando maior quantidade de calor e, como consequência, aumentando o empuxo, ou impulso específico, do propelente.

Subsidiada pela *National Aeronautics and Space Administration* (NASA), agência espacial norte-americana, recentes testes realizados na *Pennsylvania State University* nove protótipos de motores-foguete usando o ALICE realizaram vôos atingindo 1.300 pés de altitude.

Água

O emprego de propelentes baseados na reação entre o alumínio e a água para sistemas avançados de propulsão de veículos subaquáticos tem sido proposto por diversos pesquisadores. Neste caso, a água do mar desempenha o mesmo papel que o ar nos sistemas propulsivos aspirados. Devido ao fato de a reação entre o alumínio metálico e a água ser exotérmica, e a combinação Al-H₂O apresentar uma alta densidade em termos de impulso específico, torna-se interessante o emprego desta reação em termos de propulsão de microsatélites. De encontro a esta possibilidade, a disponibilização para o mercado de nanopartículas de alumínio e as notícias de sucesso obtido pelo seu emprego em combustíveis líquidos à base de hidrocarbonetos (querosene) em sistemas aspirados têm motivado seu estudo de forma mais ampla. A área específica destas nanopartículas é maior do que quando considerada em escala micrométrica, assegurando em princípio uma rápida cinética de superfície, ou rápida vaporização, quando a película de alumina (se presente) é rompida. Em condições normais, o alumínio metálico não reage com a água, a não ser que se forneça calor para isso, algo em torno de 2300 K para a reação ocorrer em fase vapor. No entanto, quando o “ALEX” (nano) é utilizado, esta mesma reação com a água ocorre de forma completa

em um espaço de tempo da ordem de alguns segundos a aproximadamente 70 a 80°C. Quando o “ALEX” é convertido à forma de gel em meio aquoso e aquecido para produzir uma espuma contendo agora hidrogênio, esta entra em ignição prontamente. Géis, assim obtidos, queimam de forma uniforme em intervalo de pressões variando entre 1 e 70 atmosferas.

Propelente híbrido

Em sistemas de propulsão híbrida que empregam combustíveis sólidos e oxidantes líquidos, destacam-se algumas vantagens sobre sistemas propulsivos convencionais (sólidos e líquidos), tais como: segurança operacional; baixo custo de desenvolvimento; diminuição do impacto ambiental devido às características dos gases produto da combustão; capacidade operacional em termos *on-off*; e uma alta capacidade de controle do motor-foguete (modulação de empuxo). Nestes sistemas (híbridos) de propulsão, o processo de combustão do grão combustível sólido pode ser controlado pela vazão do oxidante líquido que é injetado na câmara de combustão. A condição limitante do processo de combustão de sistemas híbridos reside no fenômeno de mistura e reação do grão combustível sólido com o oxidante fluindo através da porção central deste mesmo grão, instalado na câmara de combustão do motor-foguete.

O grão combustível sólido pode ter características de comportamento mecânico muito mais dúcteis do que para o caso do grão propelente sólido, o que significa que o primeiro está menos sujeito aos danos estruturais em comparação ao grão propelente sólido, diminuindo assim o risco de falhas durante a operação do motor híbrido. A maior desvantagem do grão combustível sólido reside no fato de que, novamente comparado ao grão propelente sólido, há uma significativa redução da velocidade de queima que impõe um aumento da frente de chama para se manter o mesmo nível de empuxo do motor. Entretanto, esta deficiência pode ser corrigida pela adição de nanopartículas de alumínio à formulação do combustível sólido.

Ainda tratando da propulsão híbrida, Risha *et al.* (2001) incorporaram na formulação de um combustível sólido, baseado no PBLH, partículas nanométricas de alumínio (“ALEX”), além de boro metálico, mostrando por meio de uma série de experimentos que houve um aumento da velocidade de queima do grão combustível sólido. Em geral, o objetivo da pesquisa de Risha *et al.* (2001) foi caracterizar combustíveis sólidos altamente energéticos que possuíssem um grande potencial de aplicação prática em sistemas híbridos com alta performance. Para isto, Risha *et al.* (2001) consideraram condições de contorno,

tais como: a) formulações e processamento de grãos combustíveis sólidos para os testes de combustão; b) demonstração da efetividade dos aditivos metálicos envolvendo o alumínio particulado em escala nanométrica, compostos de boro e motores-teste em escala piloto; c) desenvolvimento de uma sistemática de aquisição de dados instantâneos com o objetivo de verificar parâmetros balísticos, como a velocidade de queima do grão e sua relação por meio da fórmula empírica conhecida como regressão linear; d) avaliação do processo de combustão do boro em condições características encontradas na câmara de combustão do motor híbrido. Em relação ao alumínio (“ALEX”), na formulação do grão combustível sólido, com fator de forma esférico e diâmetro médio fixado em 150 nm, estima-se que a camada de óxido que envolve a partícula seja da ordem de 3,68 nm e o conteúdo de alumínio metálico da ordem de 79,1% em massa.

As condições operacionais do motor-teste híbrido considerado no estudo de Risha *et al.* (2001) envolveram uma vazão de oxigênio puro máxima de 0,36 kg/s (0,8 lbm/s) e pressão máxima na câmara de combustão acima de 12 MPa (1.750 psig). Os grãos combustíveis sólidos foram moldados em tubos-motores fenólicos com dimensões de 1,5 polegadas de diâmetro e comprimento de 16 polegadas. Foi empregada uma célula de carga de 1000 lbf para verificar o empuxo desenvolvido pelo motor híbrido. O tempo de queima variou de 5 a 7 segundos.

O processamento das formulações de combustíveis sólidos empregados no trabalho de Risha *et al.* (2001) se apresentou como um dos aspectos críticos do estudo, tendo em vista a grande dificuldade de incorporação das nanopartículas de alumínio ao “*binder*” exigindo o desenvolvimento de um método específico para, além da incorporação das cargas, a moldagem da massa no estado líquido no tubo-motor híbrido. Para evitar a oxidação do alumínio durante o manuseio (processamento), Risha *et al.* (2001) empregaram também nanopartículas que foram fornecidas imersas em um solvente específico designadas como WARP-1. No caso, o tolueno que tornou sua incorporação ao “*binder*” um tanto mais complexa, uma vez que não se sabia se o solvente poderia interferir na reação entre o poliol (PBLH) e o di-isocianato (MDI). No entanto, esta interferência não foi evidenciada, sendo que apenas houve uma correção quanto à participação mássica do alumínio devido à presença do tolueno.

MOTORES

Ramjet

Em formulações de combustíveis sólidos aplicados a motores do ciclo “Ramjet”, é comum a incorporação de partículas metálicas, como o alumínio, o magnésio e

o boro, com diâmetro médio na escala de micrômetros. Estudos sobre o comportamento de queima de formulações de combustíveis sólidos aditivados com partículas de boro em escala micrométrica apontaram algumas dificuldades operacionais, tais como: processos de ignição e combustão altamente complexos (Natan e Gany, 1989). Basicamente, estes estudos indicaram que, para uma combustão autossustentada do grão combustível sólido nas condições de escoamento encontradas no motor “Ramjet”, seria necessário prever um “*after-burner*” (extensão da câmara de combustão) para oxidar por completo as partículas de boro metálico que emergiam da massa de combustível sólido. Nestes casos, a redução do diâmetro médio destas partículas de alumínio metálico pode representar o mesmo ganho de performance verificado para as formulações de propelentes, explosivos e materiais pirotécnicos.

REFERÊNCIAS

- Armstrong, R.W., et al., 2003, “Enhanced propellant combustion with nanoparticles”, *Nano Letters*, Vol. 3, Nº. 2, pp. 253-255.
- Cliff, M., Tepper, F., Lisetsky, V., 2001, “Ageing characteristics of Alex* nanosized aluminum”, *Proceeding of 37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Salt Lake City, USA.
- Dokhan, A., et al., 2001, “The effects of Al particle size on the burning rate and residual oxide in aluminized propellants”, *Proceeding of 37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Salt Lake City, USA.
- Kotov, Y.A., 2003, “Electric explosion of wires as a method for preparation of nanopowders”, *Journal of Nanoparticle Research*, Nº. 5, pp. 539-550.
- Meda, L., et al., 2005, “Nano-composites for solid propellants”, *Composites Science and Technology*, Nº. 65, pp. 769-773.
- Mordosky, J.W., et al., 2001, “Spray combustion of gelled RP-1 propellants containing nano-sized aluminum particles in rocket engine conditions”, *Proceeding of 37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Salt Lake City, USA.
- Natan, B., Gany, A., 1989, “Effects of bypass air on the combustion of boron particles in a solid fuel Ramjet”, *Proceeding of 25th AIAA, ASME, SAE, and ASEE, Joint Propulsion Conference*, Monterey, CA.
- Neely, A.J., et al., 2003, “Hidrocarbon and hydrogen-fuelled scramjet cavity flameholder performance at high flight mach numbers”, *Proceeding of 12th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies*, Norfolk, USA.
- Park, K., et al., 2005, “Size-resolved kinetic measurements of aluminum nanoparticle oxidation with single particle mass spectrometry”, *J Phys Chem B*, Vol. 109, Nº. 15, pp. 7290-7299.
- Prakash, A., McCormick, A., Zachariah, M.R., 2004, “Aero-sol-gel synthesis of nanoporous iron-oxide particles: a potential oxidizer for nanoenergetic materials”, *Chem Mater*, Nº. 16, pp. 1466-1471.
- Risha, G.A., et al., 2001, “Combustion of HTPB-based solid fuels containing nano-sized energetic powder in a hybrid rocket motor”, *Proceeding of 37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Salt Lake City, USA.
- Teipel, U., Förter-Barth, U., 2005, “Rheological behavior of nitromethane gelled with nanoparticles”, *AIAA, Journal of Propulsion and Power*, Vol. 21, Nº. 1, pp. 40-43.
- Wilson, D.E., Kim, K., 2003, “A simplified model for the combustion of Al/MoO₃ nanocomposite thermites”, *Proceeding of 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, Huntsville, USA.