



*Mens Agitat, vol. 15 (2020) 15-20. ISSN 1809-4791*

15

## Propelentes sólidos para foguetes: atualidades e perspectivas

Robson Fernandes de Farias, George Santos Marinho

*Universidade Federal do Rio Grande do Norte, Cx. Postal 1524, 59078-970, Natal-RN. [robdefarias@yahoo.com.br](mailto:robdefarias@yahoo.com.br)*

**Abstract** In this article, a brief review of the use of solid fuels in rocket propulsion is presented. Based on the desirable properties for a good propellant, ways to be followed in research on this type of compounds are pointed out.

**Keywords:** Rockets, solid propellants, research.

### INTRODUÇÃO

De acordo com o antropólogo britânico Richard Wrangham [1], os homínídeos se tornaram humanos quando aprenderam a usar os recursos energéticos proporcionados pela combustão, aproveitando o calor do fogo produzido pela queima da madeira, para obtenção de conforto térmico, cozimento de alimentos e fabricação de utensílios de cerâmica, ferramentas e armas. Mesmo nos dias atuais, os combustíveis sólidos (biomassa e carvão) ainda representam cerca de 37 % da matriz energética mundial, chegando a cerca de 41 % se for considerado apenas a matriz elétrica.

O uso de combustíveis sólidos para propulsão se incorporou à história da ciência e tecnologia dos foguetes por volta do século XIII, quando os chineses desenvolveram artefatos (recreativos e bélicos) movidos à reação devido à queima da pólvora.

Técnicas de propulsão espacial sem combustão têm sido testadas (e. g., fotônica, iônica), mas ainda não estão operacionais. Outras, nem mesmo foram testadas (e. g., solar, laser, eletromagnética), permanecendo no campo das potencialidades. Desse modo, a propulsão química mantém-se onipresente, sendo a única disponível para lançamento de artefatos aeroespaciais (foguetes, mísseis) a partir do solo [2].

Dentro das limitações técnicas existentes no início da década de 1930, entusiastas do voo espacial deduziram

que levar artefatos do solo à órbita terrestre requeria energia disponível mediante a combustão líquida [3].



*Fig. 1. Bomba Vergeltungswaffe – 2*

Após um breve período de conquistas em trabalhos amadores, a pesquisa sobre propulsão líquida passou a ser

conduzida sob sigilo militar, resultando nas famosas bombas V2, utilizadas durante a II Guerra Mundial (Fig. 1). Desenvolvida pela equipe liderada por Wernher von Braun<sup>1</sup> (Fig. 2), a V2 utilizava uma mistura água-etanol como combustível e oxigênio líqüefeito como oxidante. Nas décadas do pós-guerra, apesar da popularização da propulsão líqüida, a importância dos propelentes<sup>2</sup> sólidos não diminuiu.

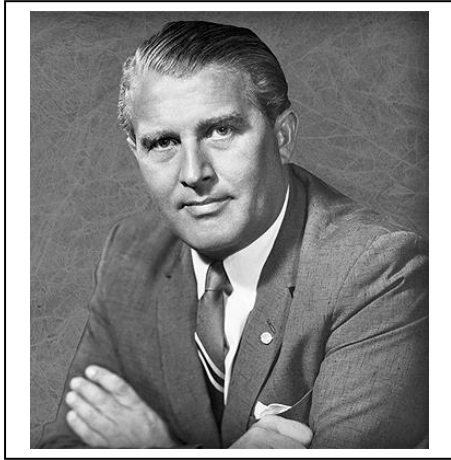


Fig. 2. Wernher von Braun.

Embora cada tipo de combustível (sólido ou líqüido) apresente vantagens e desvantagens no tocante à propulsão química, os sólidos levam vantagem e, portanto, predominam, notadamente na área militar.

Sendo a combustão um processo de oxidação de substâncias químicas, o cálculo termodinâmico é fundamental para sua compreensão, como citam Krishnan & Raghavan [2]:

*Seja um propelente sólido ou um propelente líqüido, a combinação do propelente [combustível + oxidante] não passa de um sistema químico, que sofre reações químicas para produzir produtos de combustão, principalmente de mistura gasosa em volume. Nossa capacidade de calcular teoricamente a composição de equilíbrio dos produtos de combustão para uma dada condição é o primeiro passo para a previsão de desempenho de um motor de foguete (ou engine) que leva ao projeto final do sistema.*

<sup>1</sup> Wernher Magnus Maximilian von Braun (1912-1977)

<sup>2</sup> Tecnicamente, combustível e propelente não são sinônimos: um combustível (fuel) é uma substância que pode queimar na presença de oxigênio. Um oxidante, por sua vez, é uma fonte de oxigênio. Um propelente (propellant) é a combinação de combustível e oxidante: é a mistura química que é queimada para propulsão.

## USANDO A EQUAÇÃO DE TSIOLKOVSKI PARA ESCOLHER UM PROPELENTE SÓLIDO

Konstantin Tsiolkovski (1857 – 1935), (Fig. 3), considerado o pai da astronáutica moderna [3], formulou uma equação para estimar a variação da velocidade de um foguete proporcionada pela combustão de propelente, dada por:

$$\Delta V = V_e \cdot [\ln (m_o/m_f)] \quad (1)$$

Sendo:  $\Delta v$  (em m/s) a máxima variação na velocidade do veículo (na ausência de forças externas, daí falar-se em “equação ideal do foguete”),  $V_e$  (em m/s) a velocidade efetiva de exaustão,  $m_o$  (em kg) a massa inicial do foguete (incluindo-se o propelente) e  $m_f$  (em kg) sua massa final.

Em verdade, a primeira versão da Eq. (1) apareceu em 1813, na obra do britânico William Moore (fl. 1806 – c. 1823): *Treatise on the Motion of Rockets to which is added an Essay on Naval Gunnery*. Ela é útil na comparação da eficiência de propelentes. Nota-se que, quanto maior a velocidade de exaustão dos gases da combustão, maior será a variação de velocidade experimentada pelo foguete.

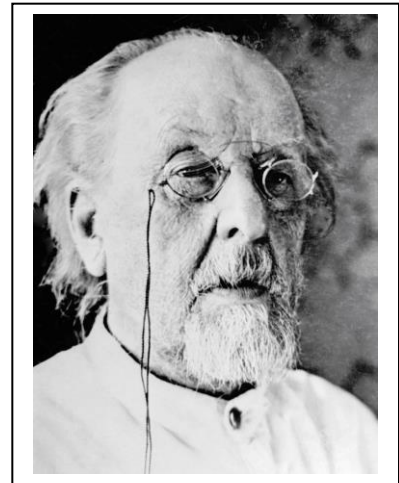


Fig. 3. Konstantin Tsiolkovski.

Na figura 4 vê-se a representação esquemática de uma câmara de combustão de um motor-foguete<sup>3</sup>.

$A_e$  (m<sup>2</sup>) é a área de exaustão para os gases resultantes do processo de combustão,  $F$  (N) é o impulso (*thrust*),  $P_a$  (Pa) é a pressão atmosférica local,  $P_c$  (Pa) é a pressão na câmara de combustão,  $P_e$  (Pa) a pressão dos gases na região de exaustão,  $T_c$  (°C) a temperatura na câmara de combustão e  $A_t$  (m<sup>2</sup>) é a área da “garganta” (*throat*) da câmara de combustão.

<sup>3</sup> Figura extraída de:

<http://www.braeunig.us/space/propuls.htm>. “Bocal” nos pareceu a tradução mais apropriada. No original, “nozzle”

Veja-se que, sendo constantes as áreas  $A_e$  e  $A_t$  de uma dada câmara,  $T_c$  será tão maior quanto maior a quantidade de energia liberada na combustão. Além disso, visto que o volume da câmara é constante, quanto maior temperatura  $T_c$  maior será a pressão  $P_c$  dos gases na câmara.

Num foguete lançado verticalmente,  $P_a$  diminui na medida em a altitude aumenta. Pelo princípio da conservação da energia, chega-se à seguinte equação:

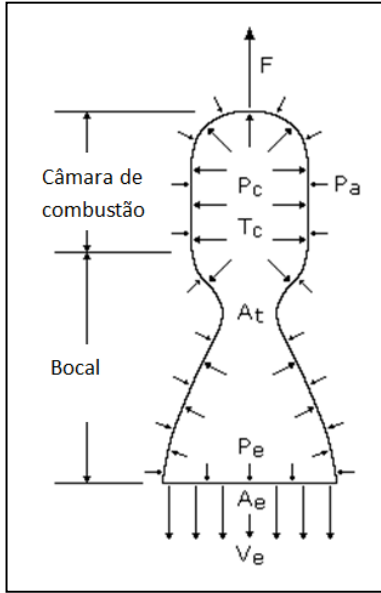


Fig. 4. Representação esquemática de uma câmara de combustão.

$$F = q \cdot V_e + (P_e - P_a) \cdot A_e \quad (2)$$

Sendo  $F$  (em N) a força propulsora resultante e  $q$  (em kg/s) a taxa de saída de massa (exaustão dos gases). Logo, quanto maior a velocidade de exaustão dos gases resultantes da combustão ( $V_e$ ), tanto maior será a força de propulsão resultante ( $F$ ). Some-se a isso o fato de que quanto maior  $q$ , bem como a diferença  $P_e - P_a$ , também maior será o valor de  $F$ . Ora, uma substância química (combustível) que libera grande quantidade de energia (calor), produzirá maiores temperaturas ( $T_c$ ) e, conseqüentemente, maiores pressões ( $P_c$ ), bem como maiores velocidades de exaustão dos gases ( $V_e$ ).

Nesse ponto é interessante indagar: quais parâmetros físico-químicos (além, é claro, da entalpia da reação de combustão) interferem no valor de  $V_e$ ? Responde-se à questão por meio da distribuição de Maxwell-Boltzmann, dada por:

$$f(c) = 4\pi c^2 (m/2\pi k_B T)^{3/2} e^{-mc^2/2k_B T} \quad (3)$$

Sendo  $k_B$  a constante de Boltzmann ( $\cong 1,38064852 \times 10^{-23} \text{ m}^2 \cdot \text{kg/s}^2 \cdot \text{K}^{-1}$ ),  $T$  a temperatura dos gases (em K) e  $c$  a velocidade da espécie gasosa – nesse caso, espécies gasosas produzidas pela combustão (em m/s), e  $m$  (em kg) a massa dessa espécie.

Percebe-se que, para uma dada espécie com massa  $m$ , quanto maior a temperatura atingida durante a combustão, maior sua velocidade – em verdade, a temperatura é, justamente, a medida da energia cinética média de uma partícula ( $\bar{e}_c$ ), conforme específica o teorema da equipartição da energia, expresso pela equação:

$$\bar{e}_c = (3/2) \cdot k_B \cdot T \quad (4)$$

Para espécies de massas diferentes, quanto menor a massa, maior a velocidade, em concordância com o que estabelece a equação da energia cinética da massa total:

$$E_c = (1/2) \cdot m \cdot c^2 \quad (5)$$

Assim, no equilíbrio térmico, moléculas diferentes (e. g.,  $\text{CO}_2$  e  $\text{H}_2\text{O}$ ) têm a mesma temperatura e a que tiver menor massa terá maior velocidade.

Com base no exposto, chega-se às condições de contorno (ou “atributos”) para que um determinado composto químico seja um “bom candidato” ao uso como propelente sólido de foguetes. Entre outras, destacam-se a capacidade de:

- liberar grande quantidade de energia (kJ/g) durante a combustão;
- possuir elevada densidade energética – i. e., mais energia liberada por volume ocupado ( $\text{kJ/cm}^3$ );
- liberar, como produtos de combustão, espécies com baixas massas molares;
- possuir estabilidade química (em ambas condições – puro e com oxidante);
- permitir fabricação em larga escala;
- oferecer segurança (durante as fases de produção, armazenagem, transporte e voo);
- apresentar viabilidade econômica.

Além das virtudes acima listadas, deve-se considerar uma preocupação de relevância bastante atual: o propelente deve ser “verde”, o que significa emitir poucos poluentes. Na síntese de De Luca et al. [4]:

*A humanidade alcançou o espaço, caminhou na lua, enviou veículos*

*exploradores para Marte e sondas para o espaço profundo. Os requisitos de propulsão de foguetes para tais empreendimentos aumentam com as crescentes distâncias e complexidades das missões. Portanto, a pesquisa de novos ingredientes que atendam aos atuais futuros novos requisitos é constantemente promovida pelas instituições militares e civis. Esses requisitos incluem, acima de tudo, compostos que são mais aceitáveis em termos ambientais, especialmente para aplicações de superfície e atmosfera - mísseis, sondas de baixa órbita terrestre ou apenas para maiores distâncias de lançamento. Isso exige novamente que o processo de síntese, o armazenamento e também os produtos de combustão sejam "mais verdes" ou mais ambientalmente saudáveis. A redução de fumaça não está associada apenas a este tópico, porque as fumaças [smokes] primária e secundária também afetam adversamente os sistemas de orientação e controle. Maior alcance requer materiais mais potentes e geralmente aprimorados, principalmente para economizar espaço. Portanto, são necessários HEDMs (High-energy density materials) mais eficazes.*

## PROPELENTES SÓLIDOS: PASSADO, PRESENTE E FUTURO

Na seção anterior foi deduzido que, entre outras características, um "bom candidato" à propulsão de foguetes deve liberar quantidades apreciáveis de energia. Essa é, precisamente, a maior desvantagem dos propelentes sólidos quando comparados aos líquidos. Porém, não é a única. A propulsão por meio de combustíveis líquidos implica em uma vantagem adicional intrínseca, não encontrada em qualquer combustível sólido, qual seja: permitir que o foguete seja acionado, desligado e reiniciado. Isso resulta em melhor controle do processo de combustão, resultando em maior precisão no que diz respeito à mecânica orbital – entenda-se, proporcionar precisão de parâmetros como tempo de queima, aceleração, velocidade final e altitude, entre outros.

É evidente que, na pesquisa sobre propelentes sólidos, deve-se priorizar a busca pela melhor combinação entre estabilidade de combustão e poder de propulsão.

Desde a pólvora negra (mistura de enxofre, nitrato de potássio e carvão), passando pela sacarose dos *candy rockets*, há muitas substâncias potencialmente viáveis para uso como propelente sólido para foguetes, mísseis e outros veículos aeroespaciais. Contudo, para aplicações com alto grau de complexidade (foguetes e mísseis), muitas dessas substâncias são inadequadas, apresentando baixa eficiência. Razão pela qual são comumente associadas ao uso para fins

recreativos em artefatos amadores. Não obstante, modernamente, e para fins de aplicação prática, muitas são as substâncias químicas utilizadas na produção de propelentes. Um bom exemplo (operacional) é o HMX<sup>4</sup> (Fig. 5), cuja fórmula é dada por:



Trata-se de um octageno; 1,3,5,7 – tetranitro – 1,3,5,7 – tetraazaciclooctanona, ou seja, uma nitramina, sendo mais energética que o perclorato de amônio, por exemplo, tendo sido empregada na formulação do propelente NEPE-75, utilizado nos mísseis balísticos Trident II D-5.

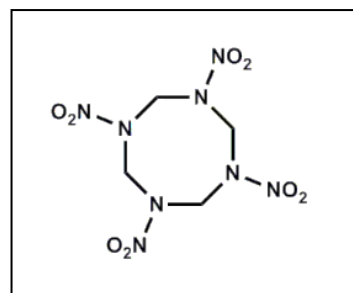


Fig. 5. Fórmula estrutural do HMX.

A quantidade de pesquisas em andamento sobre propelentes sólidos, voltada ao desenvolvimento de componentes mais eficientes e "limpos", atesta ser essa área pujante e promissora, em que vale a pena investir.

Como exemplo atual de empreendedorismo resultante de pesquisa, desenvolvimento e inovação sobre propelentes sólidos para foguetes destaca-se a startup *Adranos*, sediada em Indiana (EUA)<sup>5</sup>.

Apesar de nova, a empresa *Adranos* conseguiu disponibilizar ao mercado tecnológico aeroespacial um novo tipo de propulsor sólido (ALITEC) que, além de aumentar o desempenho de um foguete (em comparação aos combustíveis sólidos tradicionais), é mais "limpo", visto que não emite ácido clorídrico resultantes da queima do alumínio, problema comum aos combustíveis sólidos existentes.

Composto basicamente por uma liga alumínio-lítio, o ALITEC (cujo privilégio encontra-se protegido por patente) foi desenvolvido por Brandon Terry (co-fundador e CTO da *Adranos*) durante seu trabalho de doutorado na Universidade de Purdue, EUA. Isso ilustra o quanto podem ser profícuas, se bem direcionadas, as pesquisas consideradas (inclusive, em muitos casos, dentro das próprias universidades) como trabalhos "meramente"

<sup>4</sup> O HMX é o mais poderoso explosivo produzido atualmente em escala industrial. Dentre outros atributos, é quimicamente estável, tendo uma velocidade de detonação de 9.100 ms<sup>-1</sup>.

<sup>5</sup> <https://techcrunch.com/2020/02/11/solid-rocket-fuel-startup-adranos-raises-1-million-to-scale-up-manufacturing/>

acadêmicos, sem utilidade prática exceto proporcionar título (graduado, mestre ou doutor) ao seu autor.

Conforme esclarecem De Luca et al [4]:

*Várias famílias de propelentes HEDM (High-energy density material) foram identificadas, como formulações baseadas em compostos de alto conteúdo de nitrogênio, [como o] octanitrocubano  $C_8(NO_2)_8$ , hidrogênio metálico, radicais atômicos, hélio metaestável e assim por diante. No entanto, a maioria deles ainda está longe de ser praticamente utilizável no curto prazo, devido a graves dificuldades na fabricação em larga escala, armazenamento prolongado, segurança aceitável e considerações de custo.*

Assim, toda uma série de atributos/parâmetros estão em jogo quando se deseja desenvolver novos combustíveis para uso pela indústria aeroespacial.

Diferentemente do que se poderia pensar em um primeiro momento, não apenas compostos orgânicos ou inorgânicos nitrogenados têm um importante papel a desempenhar na obtenção de propelentes, conforme atestam De Luca et al. [4]:

*Os propelentes para propulsão de foguetes e ramjet<sup>6</sup> devem ter características de alta energia, tanto quanto possível, ou seja, fornecer um alto impulso específico ( $I_s$ ). A este respeito, em regra, as partículas metálicas são usadas como aditivos energéticos na composição de propulsores (para motores de foguete) e combustíveis (para motores ramjet). Características atraentes dessas substâncias são seu alto valor calorífico e densidade. Seu uso leva a um aumento no valor calorífico do propulsor por unidade de massa e volume, o que resulta em uma massa e tamanho reduzidos do sistema de propulsão.*

## PROPELENTES SÓLIDOS “AMADORES”

Criar uma empresa a partir dos resultados obtidos durante um período de pesquisa na academia, como foi exemplificado no caso de Brandon Terry, da *Adranos*, pode

inspirar estudantes, inclusive do nível médio, a trilhar o mesmo caminho.

Deve-se lembrar que von Braun iniciou suas pesquisas sobre foguetes quando criança, acoplando propulsores sólidos a um brinquedo.

O ponto de partida pode ser a formação de uma equipe para estudo e desenvolvimento de foguetes acadêmicos, que utilizam propelentes sólidos de fácil produção – desde que sob supervisão de um professor.

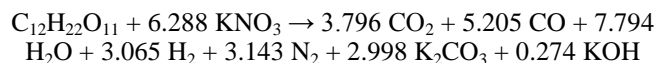
Dentre os propelentes sólidos acessíveis às equipes acadêmicas, a mistura sacarose (combustível) e nitrato de potássio (oxidante) é popularmente utilizada para produzir os “candy rockets”, que são foguetes destinados a fins amadores.

A reação resultante da mistura é detalhada na seguinte fórmula:



Ou seja, 1:6 mol/mol; 342.3 g: 606.6 g; 1g para 1.78 g, ou 36 % sacarose; 64 %  $KNO_3$ .

Um cálculo mais apurado pode ser feito quando são consideradas as etapas do processo, obtendo-se:



Ou seja, 1:6.288 mol/mol; 342.3 g: 635.7 g; 1 g para 1.86 g: 35 % sacarose; 65 %  $KNO_3$ . Assim, a proporção 35 g de sacarose para cada 65 de nitrato de potássio (empregada rotineiramente em foguetes amadores) não foi obtida ao acaso, nem empiricamente, mas como consequência da equação química para a reação, devidamente balanceada.

## CONCLUSÃO

É importante destacar que, em certa medida, o desenvolvimento de novos (e mais eficientes) propelentes químicos também está atrelado ao desenvolvimento de novos modelos e novos conceitos de motores-foguete, visto que o emprego de propelentes químicos para liberação de altas quantidades de energia, e o consequente estabelecimento de altas temperaturas e pressões, irá também requerer materiais capazes de suportar/manejar/gerenciar essas variáveis [5].

## REFERÊNCIAS

- [1] R. Wranghm. *Pegando Fogo, por que cozinhar nos tornou humanos*. Rio de Janeiro, Jorge Zahar Editor, 2010.
- [2] S. Krishnan, J. Raghavan, *Chemical Rockets - Performance Prediction and Internal Ballistics Design*, Springer, New York, 2020.
- [3] R. Argentièrre. *A Astronáutica*. São Paulo, Edições Pincar, 1957, 278 p.

<sup>6</sup> Um motor ramjet é, em essência, um motor a jato que não possui partes móveis.

[4] L.T. De Luca, T. Shimada, V.P. Sinditskii, M. Calabro. *Chemical Rocket Propulsion - A Comprehensive Survey of Energetic Materials*. Springer, New York, 2017.

[5] G. D. Roy (ed.), *Advances in Chemical Propulsion - science to technology*. CRC Press, Boca Raton, 2002.