



# Novas tendências: O Uso de Bomba Elétrica em Veículo Espacial à Propulsão Líquida

Fernando César Monteiro Tavares – Maj Eng<sup>1</sup>, Alison de Oliveira Moraes<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA), São José dos Campos/SP – Brasil, <sup>2</sup>Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE), São José dos Campos/SP – Brasil

**Resumo** — O avanço no desenvolvimento de baterias confiáveis, com grande capacidade de armazenamento de energia e baixo peso para utilização em veículos elétricos, acarreta a possibilidade de aplicação na área espacial, na pressurização das linhas de combustível e oxidante de motores foguete a propulente líquido. Para apresentação da utilização das tecnologias atuais, para uma pressurização utilizando uma bomba elétrica, foi necessário elaborar uma configuração de um foguete e comparar os resultados de um 3º estágio com propulsão líquida, pressurizado com turbo-bomba e pressurizado com eletrobomba. Verificando que mesmo sendo menos eficiente a utilização da bomba elétrica atende a missão proposta, simplificando o projeto, diminuindo o custo e tempo do desenvolvimento do veículo.

## I. INTRODUÇÃO

A utilização desenfreada de combustíveis fósseis acarreta problemas ecológicos e financeiros, e incentiva a pesquisa e desenvolvimento de tecnologias capazes de suprir as necessidades humanas.

Conforme apontamento de Winston (2019) sobre as megatendências internacionais para o futuro, tais como os avanços tecnológicos para fabricação de baterias para veículos elétricos, tornando-as confiáveis e com grande autonomia, de modo que estimasse que em 2030 a fabricação de veículos elétricos ou híbridos seja de quase 100%.

Aproveitando tal tendência, a empresa neozelandesa Rocket Lab, substituiu a turbo-bomba de pressurização de combustível e oxidante de seu foguete Electron, por motores elétricos alimentados pelo estado da arte de baterias, sendo capaz de variar a rotação até 40 mil rpm, para pressurizar o par propulente, otimizando o empuxo do foguete conforme a fase de voo.

Dessa forma, esse artigo visa apresentar a utilização de um motor elétrico para pressurização de um estágio à propulente líquido de um veículo satelizador brasileiro, fazendo uma explicação sucinta do funcionamento e dos componentes, e uma comparação do desempenho utilizando turbo-bomba e eletrobomba.

## II. ESTÁGIO DE FOGUETE À PROPELENTE LÍQUIDO PRESSURIZADO COM ELETROBOMBA

Os dois sistemas para pressurização de combustível e oxidante para a câmara de combustão eram o de gás pressurizado e o de turbo-bomba, com vantagens e desvantagens dependendo do desempenho e da aplicação do foguete.

Contudo, os avanços na área de eletroeletrônica, trouxeram a possibilidade de substituição desses sistemas pela pressurização das linhas do par propulente por motores elétricos alimentados por baterias. A vantagem em relação ao sistema pressurizado por gás é a possibilidade de variação da pressão de câmara, além de se obter uma pressão maior, e consequentemente, um empuxo maior. E a vantagem em relação ao sistema turbo-bomba é a menor complexidade e menor custo de fabricação.

A pressurização de combustível e oxidante pode ser realizada com um único sistema de bomba elétrica, semelhante ao sistema utilizando turbo-bomba, ou para simplificar ainda mais o projeto, pode se utilizar para cada linha de alimentação da câmara uma bomba elétrica, otimizando a vazão mássica de combustível e oxidante, além de se evitar a mistura antecipada do par propulente e a escolha do material de cada linha de alimentação, uma vez que o combustível está em temperatura ambiente e o oxidante em temperatura criogênica.

O sistema consiste no acionamento de uma bomba de pressurização por um motor elétrico alimentado por um inversor e um pacote de bateria, conforme Fig. 1.

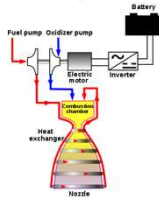


Fig. 1: Motor Foguete Propelente Líquido Pressurizado por Bomba Elétrica. Fonte: Rocket Lab.

Segundo Kwak, Kwon e Choi [1] a aplicação atual da pressurização por bombas elétricas é para motores foguetes de até 100 kN de empuxo, o que atende os projetos atuais do Brasil.

1) **Baterias:** Os pacotes de bateria são feitos com células a base de Lítio, podendo ser de Li-Po, Li-Ion ou Li-S, que diferem nas características de densidade de potência e densidade energética. Para missões em que é necessária uma grande liberação de energia em pouco tempo, é mais vantajoso usar uma bateria com maior densidade de potência, como exemplo as células da bateria do Foguete Electron são de Li-Po devido a esta característica. Devido a possíveis dados na bateria, ocasionados pelas condições ambientais de utilização, a bateria deve possuir um circuito de monitoramento altamente confiável e devido a um possível aquecimento excessivo, pode ainda ser necessário um projeto de resfriamento utilizando a linha de alimentação do combustível.

2) **Motores:** Os motores elétricos para acionamento das bombas de pressurização são alimentados por inversores e devem ser síncronos sem escovas, devido à alta confiabilidade, baixo ruído e, principalmente, por não ser uma fonte de interferência eletromagnética para o foguete.

3) **Inversor de Frequência:** Os inversores de frequência são dispositivos eletrônicos que convertem a tensão fornecida pela bateria, com variação de amplitude e frequência de modo a variar a rotação do motor e consequentemente a vazão do par propulente, de modo a otimizar o empuxo com as fases de voo do veículo.

4) **Dimensionamento de Estágio a Propelente Líquido com Pressurização por Bomba Elétrica:** Primeiramente foi elaborado uma configuração de Veículo Lançador que atenda às missões da Agência Espacial Brasileira e do Comando da Aeronáutica, que é o lançamento de uma carga útil de 450 kg à 700 km de altitude em órbita equatorial circular, composto de um foguete de três estágios, conforme Fig. 2.

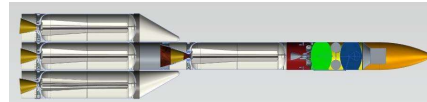


Fig. 2: Configuração de Veículo Lançador com três estágios, sendo os dois primeiros com Propulsão Sólida (1º Estágio 3 x S50 e 2º Estágio 1 x S50) e o 3º Estágio com Propulsão Líquida. Fonte: IAE [8]

O material escolhido para fabricação dos tanques é uma liga de alumínio-magnésio, AlMg 6061, pois não há qualquer tipo de embargo nesse material e a massa dos tanques, soma das massas dos tanques de oxidante e combustível, calculadas conforme Zandbergen (2000).

Uma vez que a utilização da bomba elétrica visa a substituição da turbo-bomba, com os mesmos valores finais de estágio, baseando-se em Rachov et al (2010) dimensiona-se a bateria de Li-Ion para utilização de motor elétrico de até 40 mil rpm durante o voo com uma massa de 116 kg.

A velocidade de satelização para uma altitude de 700 km calculada pela Física Clássica é de 7508 km/h, e os valores de carga útil foram calculados pela variação de velocidade dada pela equação de Tsiolkovsky.

Os valores importantes para a cálculo de comparação de desempenho foram relacionados na Tabela 1, conforme Almeida et al (2019):

Tabela 1: COMPARAÇÃO TURBO-BOMBA X ELETROBOMBA

Descrição	Turbo-bomba	Eletrobomba
Empuxo no Vácuo (kN)	25	25
Pressão de Câmara (bar)	60	60
Isp (s)	310	323
Massa Motor (kg)	80	100
Massa Oxidante e Combustível (kg)	4000	4000
Massa dos Tanques (kg)	190	195
Massa de Bateria e Inversor (kg)	0	118
Massa Estrutural do 3E (kg)	767	910
Massa Payload a Altitude de 700 km (kg)	610	550

## III. CONCLUSÃO

Na configuração de Veículo proposta para atendimento das missões da Agência Espacial Brasileira e do Comando da Aeronáutica, que é colocar em órbita uma carga útil de no mínimo 450 kg a uma altitude de 700 km, composto de três estágios, sendo o último estágio um motor foguete à propulsão líquida de 25kN, podemos afirmar que o estágio à propulente líquido utilizando turbo-bomba na pressurização das linhas possui uma eficiência estrutural melhor, fator importante para a dinâmica de voo do foguete e é mais eficiente, uma vez que a massa de carga útil é cerca de 10% maior que a pressurização por bomba elétrica.

Mas mesmo com os produtos hoje no mercado: motor elétrico, inversor e baterias, já é possível desenvolver um estágio à propulente líquido que atenda as missões propostas e com o avanço das tecnologias tal diferença tende a diminuir.

Cabe destacar que o projeto ainda pode ser otimizado, com menores fatores de segurança e com material para fabricação dos tanques com melhores características para a aplicação.

Dessa forma, a utilização de uma bomba elétrica para pressurização das linhas de alimentação do par propulente de uma câmara de combustão é viável e perfeitamente possível, como demonstrado pelo Foguete Electron.

## REFERÊNCIAS

- KWAK, H. D.; KWON S.; CHOI, C. H. Performance assessment of electrically driven pump-fed LOX/kerosene cycle rocket engine: Comparison with gas generator cycle. Aerospace Science and Technology 77(2018)67–82.
- ZANDBERGEN, B. T. C. Modern Liquid Propellant Rocket Engines, Delft: The Netherlands, 2000.
- RACHOV, P., TACCA, H. e LENTINI, D., Electric feed systems for liquid propellant rocket engines, Buenos Aires, 2010.
- BRASIL, Ministério da Defesa, Comando da Aeronáutica, Instituto de Aeronáutica e Espaço Fastening System Specification - Ethanol Version. São José dos Campos, 2013 (003-100000/B2001).
- \_\_\_\_\_.2014. L75 Engine Specification - Ethanol Version. São José dos Campos, 2014 (003-000000/B2006).
- \_\_\_\_\_.2018. Relatório Final do Grupo Técnico – VL-X (GT-06), de 30 julho 18
- SHIMOTE, W.K. e DREYER de Souza, B.R., Especificação técnica do Propulsor S50, Relatório Técnico RT-002/APE/R/18 (593-100000/B2001) 31 de janeiro de 2018.
- ALMEIDA, D.S., NASCIMENTO, L.B do, ARAÚJO, L.M. e OUTROS, Análise de Alternativas para o 30 Estágio do VL-X2, Relatório Técnico RT-APR-004/APE/R/19 (003-100000/B4001) 21 de agosto de 2019.
- WINSTON, A.S. The World in 2030: Nine Megatrends to Watch. SLOANREVIEW, 2019. Disponível em: < https://sloanreview.mit.edu/> . Acesso em 20 de abril de 2020.