



VANTAGENS E DESAFIOS DA PROPULSÃO ELÉTRICA ESPACIAL

André Inácio do Carmo¹, Washington Ferreira Silva², Fabiana Ferreira Silva³

¹Agência Espacial Brasileira - AEB, Brasília-DF, Brasil, andre.carmo@aeb.gov.br

²Universidade Federal da Paraíba - UFPB, Rio Tinto-PB, Brasil

³Universidade Federal Rural de Pernambuco - UFRPE, Recife-PE, Brasil

Resumo: Este estudo analisa possíveis vantagens e desafios da propulsão elétrica espacial. Trata-se de uma pesquisa qualitativa, exploratória, bibliográfica e estudo de caso. À luz da literatura analisada, os resultados indicam que a tecnologia reduz significativamente a massa de propelente, amplia a carga útil e favorece missões de longa duração. Contudo, ainda enfrenta limitações relacionadas ao baixo empuxo, à potência disponível, à vida útil dos sistemas e ao custo dos propelentes.

Palavras-chave: Propulsão elétrica; propulsor Hall; propulsor iônico; impulso específico; programa espacial brasileiro.

INTRODUÇÃO

A propulsão elétrica (PE) distingue-se dos sistemas termoquímicos convencionais por utilizar energia elétrica, gerada por painéis solares ou fontes nucleares, para ionizar e acelerar propelentes inertes, produzindo empuxo (a força que impulsiona a espaçonave) com eficiência de combustível muito superior.

Em termos simples, propelente é a substância expelida pelo motor para gerar movimento, e ionizar significa retirar elétrons dos átomos desse gás, deixando-o eletricamente carregado para que possa ser acelerado por campos elétricos e magnéticos.

Como o gás é lançado a velocidades muito mais altas que nos foguetes químicos, gasta-se muito menos massa para obter o mesmo efeito, o que reduz o custo de lançamento e amplia o alcance das missões (NASA, 2025). Desde a primeira operação em voo, em 1964, a bordo da sonda soviética Zond-2, até 2018, um total de 587 espaçonaves foi lançado com alguma variante de PE (Lev et al., 2019).

Quatro marcos ilustram essa trajetória. A Deep Space 1, lançada em 1998, validou o motor iônico NSTAR (tipo de propulsor que acelera os íons através de grades metálicas eletrizadas) como propulsão principal entre planetas, com impulso específico de 3.100 segundos, indicador de eficiência cerca de dez vezes superior ao dos propelentes químicos (NASA, 2024a).

A sonda Dawn, lançada em 2007 com três motores NSTAR, acumulou uma variação de velocidade próxima de 11 km/s, suficiente para orbitar sucessivamente o asteroide Vesta e o planeta anão Ceres, algo inviável com propulsão química (Brophy, 2011).

A missão Psyche, lançada em 2023, foi a primeira a usar propulsores de efeito Hall (outro tipo de motor elétrico, que aprisiona elétrons em um campo magnético para ionizar o gás) além do espaço cislunar, isto é, para além da região entre a Terra e a Lua (Snyder et al., 2025).

No programa Artemis, por fim, a NASA avança na qualificação do propulsor Hall AEPS, de 12 kW, destinado ao Módulo de Energia e Propulsão da estação lunar Gateway, com entrega do hardware de voo prevista para 2025 (Shastri et al., 2025; NASA, 2025).

No Brasil, a pesquisa na área remonta aos propulsores iônicos PION, desenvolvidos no Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE) desde a década de 1980 (Agência FAPESP, 2007), e consolidou-se com o projeto PHALL, da Universidade de Brasília, dedicado a propulsores Hall com ímãs permanentes (Ferreira et al., 2004).

Nesse âmbito, partiu-se da seguinte questão de pesquisa: por que a propulsão elétrica se tornou a tecnologia preferida para tantas missões e o que ainda limita seu uso?

Por conseguinte, o objetivo geral deste trabalho foi examinar as vantagens e os desafios da propulsão elétrica espacial. Para tanto, foram delineados os seguintes objetivos específicos: a) sistematizar os princípios físicos e as vantagens da tecnologia; b) mapear missões de referência nesta temática; e c) discutir os desafios remanescentes e a inserção brasileira no domínio desta área.



A relevância deste trabalho reside em articular, de forma integrada, fundamentos teóricos da propulsão elétrica espacial, evidências empíricas provenientes de missões de referência e uma análise aplicada do estágio de maturidade da tecnologia.

Ao reunir princípios físicos, resultados operacionais já demonstrados em voo e a inserção brasileira nesse campo, o estudo contribui tanto para a sistematização do conhecimento sobre o tema quanto para a reflexão sobre oportunidades, desafios e caminhos de desenvolvimento da propulsão elétrica no contexto do programa espacial brasileiro.

MATERIAL E MÉTODOS

Esta pesquisa classifica-se como exploratória, descritiva, bibliográfica e estudo de caso, elegendo-se como unidade de análise a tecnologia de propulsão elétrica espacial, examinada por meio de missões e sistemas de referência selecionados por marcarem etapas decisivas de sua maturação: Deep Space 1 (primeira aplicação interplanetária), Dawn (missão a múltiplos corpos), Psyche (primeiro Hall no espaço profundo) e AEPS (alta potência para voo humano), complementados pela linha nacional de pesquisa PHALL. Os dados foram coletados observando os seguintes aspectos:

- **Histórico e panorama comercial:** revisão por pares da expansão tecnológica e comercial da PE (Lev et al., 2019);
- **Missões e sistemas de referência:** documentação técnica da NASA (2024a, 2024b, 2025) e artigos do Journal of Electric Propulsion sobre a Psyche (Snyder et al., 2025) e sobre a qualificação do AEPS de 12 kW (Shastri et al., 2025), além do capítulo dedicado ao sistema da Dawn (Brophy, 2011);
- **Contexto nacional e prospectivo:** registros institucionais da AEB (2020), da Agência FAPESP (2007), artigo da equipe do projeto PHALL (Ferreira et al., 2004) e avaliação da IAEA (2025) sobre propulsão elétrica nuclear.

Para tornar objetiva a vantagem da PE, dois cálculos de primeira ordem foram desenvolvidos. O primeiro compara a quantidade de propelente que cada tecnologia gasta em uma mesma manobra; o segundo estima a força que um motor elétrico consegue produzir.

A grandeza-chave é o impulso específico (Isp), medido em segundos, que indica por quanto tempo um quilograma de propelente sustenta um quilograma de empuxo: quanto maior o Isp, mais eficiente o motor. Ele se relaciona à velocidade de saída do gás, chamada velocidade efetiva de exaustão (v_e), pela expressão $v_e = g_0 \times \text{Isp}$, em que $g_0 = 9,81 \text{ m/s}^2$ é a aceleração da gravidade ao nível do mar. Assim, a propulsão química, com Isp em torno de 300 s, atinge $v_e \approx 2,94 \text{ km/s}$,

enquanto um propulsor Hall, com Isp em torno de 1.600 s, alcança $v_e \approx 15,7 \text{ km/s}$. Adotaram-se como premissas uma manobra de referência com variação de velocidade (Δv) de 2 km/s e um propulsor de 4,5 kW de potência com eficiência de 55%.

1. **Economia de propelente.** A fração de propelente exigida por uma manobra deriva da equação do foguete de Tsiolkovsky, que relaciona a variação de velocidade Δv à velocidade de exaustão v_e e às massas inicial (m_0) e final (m_f) da espaçonave:

$$\Delta v = v_e \cdot \ln\left(\frac{m_0}{m_f}\right) \quad (1)$$

2. **Força disponível.** O empuxo T produzido por um motor elétrico depende da potência elétrica P , da eficiência η e da velocidade de exaustão v_e , segundo:

$$T = \frac{2\eta P}{v_e} = \frac{2 \times 0,55 \times 4.500}{15.700} \approx 0,31 \text{ N} \quad (2)$$

Reconhece-se como limitação o caráter documental da pesquisa, baseada em literatura revisada por pares e em fontes oficiais, parte delas de natureza institucional ou promocional, sem ensaios próprios; os cálculos são aproximações de primeira ordem, destinadas a evidenciar ordens de grandeza, não a substituir o projeto detalhado de um sistema propulsivo. Esses procedimentos foram seguidos para alcançar os objetivos do trabalho, cujos resultados são apresentados na seção subsequente.

RESULTADOS E DISCUSSÃO

A aplicação da equação (1) quantifica a vantagem essencial da PE. Isolando a fração de propelente, ela equivale a $1 - e^{-\Delta v/v_e}$. Na manobra de referência de 2 km/s, a propulsão química ($v_e \approx 2,94 \text{ km/s}$) exige $1 - e^{-2/2,94} \approx 0,49$, isto é, 49% da massa inicial em propelente; o propulsor Hall ($v_e \approx 15,7 \text{ km/s}$) exige apenas $1 - e^{-2/15,7} \approx 0,12$, ou 12%.

Em uma espaçonave de 1.000 kg, isso significa reduzir o propelente de 490 kg para 120 kg, liberando cerca de 370 kg para instrumentos, combustível adicional ou carga útil. É esse ganho, que pode quadruplicar a massa útil disponível, o fundamento econômico que levou à adoção comercial massiva da tecnologia.

A equação (2) revela a contrapartida. Para a potência de 4,5 kW, eficiência de 55% e $v_e \approx 15,7 \text{ km/s}$, o empuxo resulta em $T = 2 \times 0,55 \times 4.500 / 15.700 \approx 0,31 \text{ N}$, força da ordem do peso de uma maçã pequena segurada na mão.

Esse valor diminuto, típico da classe do propulsor SPT-140 usado na Psyche, operado entre 0,9 e 4,5 kW (Snyder et al., 2025), explica por que as manobras de



PE não são instantâneas: para imprimir os 2 km/s do exemplo a uma nave de 1.000 kg, o motor precisaria operar de forma quase contínua por cerca de dois meses (o tempo é estimado dividindo a quantidade de movimento desejada pela força disponível). A propulsão elétrica troca, portanto, potência instantânea por eficiência: avança devagar, mas gasta muito pouco, vantagem decisiva em viagens longas e desvantagem em manobras urgentes.

Quanto ao estado da arte, a tecnologia consolidou-se de forma definitiva e pode ser organizada em três famílias: os propulsores eletrotérmicos apenas aquecem o gás; os eletrostáticos, que incluem os iônicos de grades e os de efeito Hall, aceleram íons por campos elétricos e dominam as aplicações de maior porte; e os eletromagnéticos empregam campos magnéticos para impelir um plasma, isto é, um gás ionizado (Lev et al., 2019).

A maturidade comercial é expressiva: a fabricante Maxar acumulava 172 propulsores Hall lançados e operados com sucesso em órbita terrestre até abril de 2024 (Snyder et al., 2025), e a PE tornou-se a referência para satélites comerciais, empregada tanto na manutenção da órbita quanto em manobras para desviar de detritos espaciais (NASA, 2025).

Nos extremos de potência, o AEPS de 12 kW prepara o salto para o transporte de cargas pesadas rumo à Lua, enquanto a miniaturização de propulsores Hall abaixo de 1 kW permite que pequenas espaçonaves científicas realizem manobras antes restritas a plataformas maiores (NASA, 2024b).

A linha do tempo das missões confirma a progressão: do pioneiro Zond-2 (1964), passando pela validação interplanetária da Deep Space 1 (1998), pela visita a dois corpos celestes da Dawn (2007) e pela estreia dos motores Hall no espaço profundo com a Psyche (2023), até o AEPS de alta potência do programa Artemis. Os desafios remanescentes concentram-se em quatro frentes.

Primeiro, o baixo empuxo, demonstrado pela equação (2), impõe longos tempos de viagem e inviabiliza missões com janelas curtas de lançamento.

Segundo, o desempenho depende da potência elétrica embarcada, o que exige grandes painéis solares ou, no horizonte, reatores nucleares: a propulsão elétrica alimentada por energia nuclear poderia reduzir em mais de 60% o tempo de viagem até Marte em relação à propulsão química (IAEA, 2025).

Terceiro, a vida útil é limitada pela erosão das peças sob o bombardeio constante de íons, e sua comprovação exige ensaios demorados em câmaras de vácuo, cuja pressão residual interfere nos resultados, questão central na preparação do SPT-140 para o espaço profundo (Snyder et al., 2025).

Quarto, o custo e a escassez do xenônio (gás nobre raro usado como propelente) pressionam a busca por alternativas, como o criptônio.

No contexto brasileiro, o Laboratório de Plasmas da Universidade de Brasília (UNB) desenvolve, desde 2002, a família PHALL de propulsores Hall com ímãs permanentes, solução que reduz o consumo de eletricidade do próprio motor ao dispensar as bobinas que normalmente geram o campo magnético (Ferreira et al., 2004; AEB, 2020).

A linha articula-se à Rede Brasileira de Propulsão Elétrica, com participação do INPE, do Instituto Tecnológico de Aeronáutica e de universidades, e fundamenta propostas de missões nacionais, como a missão ASTER a um asteroide próximo (AEB, 2020). A qualificação em voo de um propulsor nacional de baixa potência em pequenos satélites constitui o próximo passo lógico dessa trajetória. Com o apoio de políticas públicas e investimentos estratégicos, o Brasil pode se tornar um ator relevante no domínio da propulsão elétrica espacial.

CONCLUSÃO

A propulsão elétrica transitou, em seis décadas, da demonstração experimental à condição de tecnologia dominante para a manutenção de satélites e de habilitadora de missões de espaço profundo antes inviáveis, como comprovam Deep Space 1, Dawn, Psyche e a qualificação do AEPS para o programa Artemis.

Sua vantagem essencial, a economia radical de propelente, e sua principal limitação, o baixo empuxo, foram demonstradas quantitativamente pelas equações de Tsiolkovsky e do empuxo: a primeira mostrou a queda do propelente de 49% para 12% da massa, e a segunda, o empuxo de cerca de 0,31 N que obriga a longos acionamentos.

Assim, os desafios atuais concentram-se no aumento da potência disponível, inclusive por via nuclear, na extensão da vida útil e na diversificação de propelentes.

Como agenda futura, recomenda-se avaliar a viabilidade de qualificar em voo um propulsor brasileiro de baixa potência em uma missão de pequeno satélite, estimando custo, prazo e ganho de autonomia, passo que converteria a competência de pesquisa já existente em capacidade operacional para o programa espacial nacional.

REFERÊNCIAS

AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA (AEB). **AEB investe em projeto que aumenta vida útil de satélites e naves espaciais**. Brasília: AEB, 2020. Disponível em: <https://www.gov.br/aeb/pt->



br/assuntos/noticias/aeb-investe-em-projeto-que-aumenta-vida-util-de-satelites-e-naves-espaciais. Acesso em: 10 abr. 2026.

AGÊNCIA FAPESP. **Propulsor econômico**. São Paulo: Agência FAPESP, 2007. Disponível em: <https://agencia.fapesp.br/propulsor-economico/7767>. Acesso em: 3 maio 2026.

BROPHY, John. The Dawn ion propulsion system. In: RUSSELL, Christopher; RAYMOND, Carol (ed.). **The Dawn mission to minor planets 4 Vesta and 1 Ceres**. New York: Springer, 2011.

FERREIRA, José Leonardo; SOUZA, João Henrique Campos de; RÊGO, Israel da Silveira; FERREIRA, Ivan Soares. Plasma diagnostic and performance of a permanent magnet Hall thruster. **arXiv**, arXiv:physics/0410170, 2004. Disponível em: <https://arxiv.org/abs/physics/0410170>. Acesso em: 8 jun. 2026.

INTERNATIONAL ATOMIC ENERGY AGENCY (IAEA). **Nuclear technology set to propel and power future space missions**. Viena: IAEA, set. 2025. Disponível em: <https://www.iaea.org/newscenter/news/nuclear-technology-set-to-propel-and-power-future-space-missions-iaea-panel-says>. Acesso em: 25 abr. 2026.

LEV, Dan; MYERS, Roger M.; LEMMER, Kristina M.; KOLBECK, Jonathan; KOIZUMI, Hiroyuki; POLZIN, Kurt. The technological and commercial expansion of electric propulsion. **Acta Astronautica**, v. 159, p. 213-227, 2019.

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION (NASA). **Deep Space 1**. Washington: NASA Science, 2024a. Disponível em: <https://science.nasa.gov/mission/deep-space-1/>. Acesso em: 15 maio 2026.

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION (NASA). **Pushing the limits of sub-kilowatt electric propulsion technology**. Washington: NASA Science Mission Directorate, 2024b. Disponível em: <https://science.nasa.gov/science-research/science-enabling-technology/pushing-the-limits-of-sub-kilowatt-electric-propulsion-technology-to-enable-planetary-exploration-and-commercial-mission-concepts/>. Acesso em: 3 jun. 2026.

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION (NASA). **Solar Electric Propulsion**. Washington: NASA Space Technology Mission Directorate, 2025. Disponível em: <https://www.nasa.gov/space-technology-mission->

directorate/tdm/solar-electric-propulsion/. Acesso em: 17 abr. 2026.

SHASTRY, Rohit et al. 12-kW Advanced Electric Propulsion System Hall current thruster qualification and production status. **Journal of Electric Propulsion**, v. 4, art. 61, 2025.

SNYDER, John Steven et al. Initial checkout of the Psyche electric propulsion system. **Journal of Electric Propulsion**, v. 4, art. 53, 2025.