

PONTIFÍCIA UNIVERSIDADE CATÓLICA DE GOIÁS
ESCOLA POLITÉCNICA E DE ARTES
ENGENHARIA ELÉTRICA
PROJETO FINAL DE CURSO

Marianna Silva Oliveira

**ESTUDO DE CASO SOBRE O CONTROLE DE EMPUXO EM
PROPULSORES ELÉTRICOS PARA APLICAÇÃO EM *CUBESATS***

Projeto Final de Curso, como parte dos requisitos para a obtenção do título de bacharel em Engenharia Elétrica, apresentado à Pontifícia Universidade Católica de Goiás.

BANCA EXAMINADORA:

Prof. Dr. Antônio Marcos de Melo Medeiros – Orientador. PUC Goiás.
Prof. Me. Luís Fernando Pagotti – Avaliador. PUC Goiás.
Prof. Me. Carlos Alberto Vasconcelos Bezerra – Avaliador. PUC Goiás.

Goiânia, 12 de junho de 2026.

Estudo de Controle de Empuxo em Propulsão Elétrica para Aplicação em *CubeSats*

OLIVEIRA. M. S. Autor, MEDEIROS. A. M. M. Orientador, PAGOTTI. L. F. Avaliador, BEZERRA. C. A. V. Avaliador, *Escola Politécnica e de Artes, PUC Goiás*.

Resumo — O presente trabalho apresenta um estudo sobre o controle de empuxo em propulsores elétricos aplicados a *CubeSats*. Com ênfase na revisão das principais tecnologias de propulsão elétrica disponíveis para nanossatélites e na análise de uma missão real que demonstrou a aplicação prática dessas tecnologias em órbita. Inicialmente, são apresentados os fundamentos dos sistemas de propulsão elétrica, organizados em três categorias, e discutindo suas características operacionais, vantagens e limitações no contexto das severas restrições de massa, volume e potência impostas pelo padrão *CubeSat*. Em seguida, são abordados os conceitos de controle de empuxo em malha aberta e malha fechada, destacando os desafios práticos da implementação dessas arquiteturas em micropropulsores elétricos. O estudo de caso central é o satélite UWE-4, desenvolvido pela Universidade de Würzburg em parceria com a TU Dresden, primeiro *CubeSat* 1U a operar com sucesso um sistema de propulsão elétrica em órbita — o NanoFEED, com propelente de gálio. São detalhados sua arquitetura, seu sistema de controle híbrido de atitude, os experimentos de caracterização do neutralizador e do propulsor realizados em órbita, e as manobras orbitais inéditas executadas em 2020, que incluíram rebaixamento e elevação de altitude e desvio autônomo de colisão. Os resultados confirmam a viabilidade técnica da propulsão elétrica miniaturizada para *CubeSats* 1U e evidenciam o controle de empuxo por modulação de corrente como abordagem eficaz para manobras de precisão nessa classe de satélites.

Palavras-chave — *CubeSat*; Propulsão Elétrica; Controle de Empuxo; NanoFEED; UWE-4.

Abstract — The following work is a study of thrust control in electrical propulsion for *CubeSats*. With emphasis on the review of the main technologies in electrical propulsion available for nanosatellites and an analysis of a real mission that demonstrates the practical application of these technologies in orbit. Initially, the fundamentals of electric propulsion systems are presented, organized into three categories, and discussed in terms of operational characteristics, advantages and limitations in the context of the severe restrictions on mass, volume, and power imposed by the standard *CubeSat*. Next, the concept of thrust control in open and closed meshes, along with the practical difficulties of its implementation in electrical micropropulsions. The central case study is about the satellite UWE-4, from the University of Würzburg in partnership with TU Dresden, which was the first *CubeSat* 1U to successfully operate an electrical propulsion system in orbit - the NanoFEED, with gallium propellant. The attitude-hybrid system control, the neutralizers and propulsors characterization experiments performed in orbit, and the unprecedented orbital maneuvers performed are all detailed in 2020, which included altitude lowering and raising, and auto-collision deviation. The results confirmed the viability of miniaturized electrical propulsion for *CubeSat* 1U and demonstrated that thrust control via current modulation is an effective approach for precise maneuvers in this class of satellite.

Index Terms — *CubeSat*; Electric Propulsion; Thrust Control; NanoFEED; UWE-4.

I. INTRODUÇÃO

Nas últimas décadas, a indústria espacial passou por uma transformação marcante, impulsionada pela redução do tamanho dos sistemas eletrônicos e pela adoção do padrão *CubeSat*. Esse modelo de nanossatélite foi desenvolvido no final dos anos 1990 pelos professores Jordi Puig-Suari e Bob Twiggs. Este padrão surgiu como uma plataforma acessível, modular e de baixo custo para instituições acadêmicas [1].

Neste contexto, a propulsão elétrica se destaca como a opção mais viável para nanossatélites. Sua maior vantagem é a alta eficiência de propulsão [4]. De acordo com Ethan Kahn, propulsores *electrospray* chamam a atenção em *CubeSats*, pois oferecem impulsos específicos com duração superior a 1000 segundos, reduzindo a massa de propelente e os custos [3].

Embora exista uma ampla literatura sobre sistemas de propulsão compatíveis com o padrão *CubeSat*, segundo José Ribamar Ribeiro Lino, ainda há escassez de estudos sobre a estabilização tridimensional de *CubeSats* com rodas de reação [22].

A integração de propulsores elétricos em nanossatélites não é trivial. Existem limitações rigorosas quanto à massa, ao volume e à energia. Esses desafios vão além do projeto do propulsor [6]. A abordagem convencional projeta *CubeSats* com componentes COTS (*Commercial Off-The-Shelf*) independentes. Isso ignora os aumentos na duração das manobras orbitais e no consumo de propelente, decorrentes das interações entre os subsistemas de propulsão e de controle de atitude [7].

O controle de empuxo é a capacidade de modular, de forma precisa e estável, a intensidade da força gerada pelo propulsor em sistemas de malha fechada. Esse controle é fundamental para a execução de manobras orbitais delicadas, o controle de atitude por propulsão direta e as operações de voo em formação.

Contudo, soluções equivalentes para propulsores elétricos de baixa potência, especialmente os eletrotérmicos, exigem uma análise mais aprofundada no contexto dos nanossatélites. Para tecnologias emergentes, como arranjos de *electrospray* em larga escala e propulsores indutivos pulsados, os principais desafios envolvem a escalabilidade e a obtenção do desempenho teórico previsto. Esses fatores também afetam o controle de empuxo em micropropulsores eletrotérmicos [19].

Considerando o contexto apresentado, este trabalho de conclusão de curso tem como objetivo realizar um estudo sobre o controle de empuxo em propulsores elétricos aplicados a *CubeSats*, com ênfase na revisão e análise de uma missão real que demonstra a aplicação prática dessas tecnologias em órbita. Diante do crescente interesse da comunidade científica e da indústria espacial pelo uso de

pequenos satélites em missões cada vez mais complexas, o tema apresenta especial relevância, uma vez que a propulsão elétrica é uma das poucas soluções capazes de proporcionar manobrabilidade efetiva a plataformas tão restritas em massa, volume e potência, como os *CubeSats*.

Nesse contexto, diferentes tipos de propulsão elétrica e suas respectivas abordagens de controle de empuxo são brevemente apresentados para contextualizar o panorama tecnológico atual da área. O foco do estudo recai sobre o satélite UWE-4, cuja missão reuniu, em uma única plataforma de 1U (dimensões de 10x10x10 cm e massa de até 1,33 kg), os desafios da miniaturização extrema, do controle de empuxo por modulação de corrente, do controle híbrido de atitude e da execução de manobras orbitais reais.

II. METODOLOGIA

Segundo Guerrieri e colegas, em artigo publicado em 2016, há crescente interesse em tornar o setor aeroespacial mais verde, seguro e não tóxico. Isso se aplica especialmente a novas gerações de veículos espaciais com sistemas de propulsão, como os *CubeSats* com micropropulsores [10].

A evolução dos *CubeSats* democratizou o acesso ao espaço: enquanto as missões convencionais exigiam investimentos superiores a 100 milhões de dólares, projetos com este modelo puderam ser executados com orçamentos a partir de 25 mil dólares [1].

Como consequência, até o início de 2022, aproximadamente 6% dos nanossatélites lançados possuíam algum tipo de sistema de propulsão [11]. No âmbito nacional, a Agência Espacial Brasileira (AEB) e instituições como o INPE, o ITA e a UFSC lideram iniciativas importantes. Entre os projetos estão o NanosatC-BR, o ITASAT-1 e o FloripaSat-1, que consolidam o Brasil como um participante relevante no cenário dos nanossatélites [2].

Satélites desprovidos de propulsores enfrentavam limitações quanto a ajustes orbitais, manobras evasivas, controle na reentrada e na formação de constelações. Isso afetava severamente o alcance e a durabilidade das missões. Dessa forma, a falta de propulsão representa, além de um desafio técnico, uma limitação estratégica ao desenvolvimento das capacidades operacionais dos veículos [20].

A. Propulsor

Um propulsor é um dispositivo responsável por gerar empuxo, isto é, uma força reativa que impulsiona uma espaçonave em uma determinada direção, por meio da expulsão controlada de massa (propelente) [5]. Conforme demonstrado na Figura 1, diversos sistemas de propulsão estão disponíveis. Na propulsão elétrica, a expulsão é viabilizada pelo uso de energia elétrica para acelerar o propelente a velocidades muito superiores às alcançáveis na propulsão química convencional, resultando em maior eficiência de propulsão, medida pelo impulso específico [4].

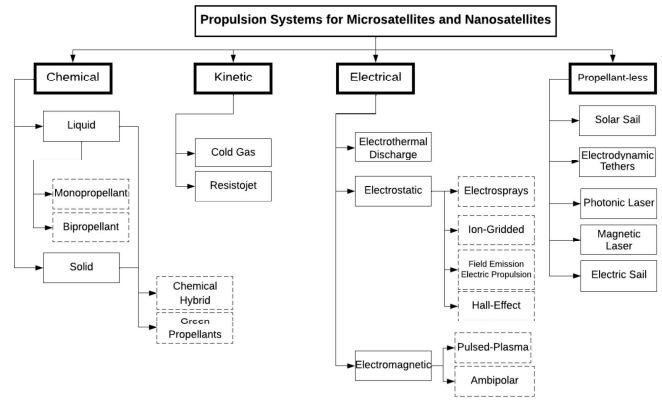


Figura 1. Tipos de Propulsores em Micro e Nanosatelites.
Fonte: [14] *Propulsion technologies for CubeSats: review* (2024).

Para *CubeSats*, os propulsores precisam atender a restrições severas de massa, de volume e de potência. Destacam-se os *electrospray*, micropropulsores eletrostáticos de líquidos iônicos e plasma pulsado, que oferecem impulso específico superior a 1000 segundos, consumindo de *milliwatts* a poucos *watts* [3][6]. Apesar do potencial, ainda há desafios técnicos de escalabilidade e de desempenho consistente em órbita [19].

Em 2023, houve um aumento considerável no número de lançamentos, com um recorde de 396 nanossatélites. Entre eles, 365 eram *CubeSats*, 20 *PocketQubes*, 5 de outros tipos de nanossatélites e 6 picossatélites, segundo o *Nanosats Database* [11]. Esses números ressaltam a importância de avaliar como o controle e a tecnologia dos propulsores influenciam as operações desses pequenos satélites.

Resultados experimentais em órbita confirmam o desafio prático dessas tecnologias de controle de atitude. O satélite UWE-4, desenvolvido pela Universidade de Würzburg, foi o pioneiro entre os *CubeSat* de 1U e demonstrou com êxito a operação de um sistema de propulsão elétrica em órbita: o *NanoFEEP* (*Nano Field Emission Electric Propulsion*) foi testado, com a medição do aquecimento do propelente e do consumo energético em várias intensidades de empuxo [9]. A Figura 2 mostra a composição do *NanoFEEP* UWE-4, enquanto a Figura 3 ilustra o seu comportamento em órbita.

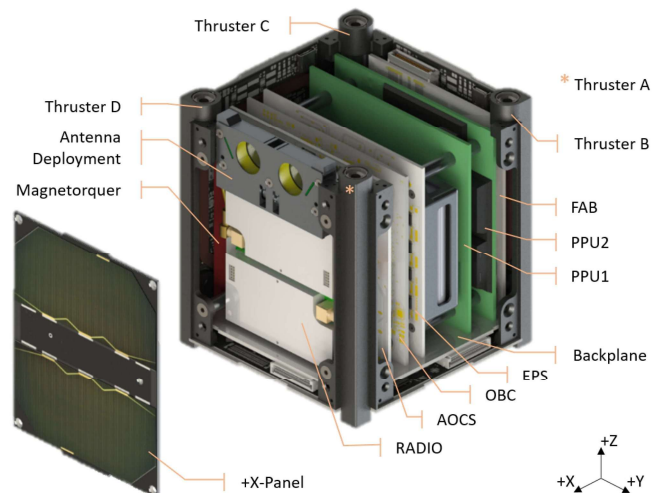


Figura 2. Modelo CAD do CubeSat UWE-4.
Fonte: [9] *UWE-4: first electric propulsion on a 1U CubeSat-in-orbit experiments and characterization* (2020).



Figura 3. Ilustração do CubeSat UWE-4.
Fonte: [22] Universidade de Würzburg (2017).

B. Controle

O controle, em engenharia, é o conjunto de técnicas empregadas para manter uma variável de um sistema próxima de um valor desejado. Sistemas de controle podem ser de malha aberta, sem realimentação do estado atual, ou de malha fechada, em que a saída é monitorada e comparada ao valor de referência para ajustar o sistema em tempo real. A segunda forma é mais robusta contra perturbações externas e é amplamente utilizada em aplicações de precisão, como o controle de atitude e as manobras orbitais em nanossatélites [21][13].

O controle de empuxo consiste na capacidade de variar, de forma precisa e estável, a intensidade da força (empuxo) gerada por um propulsor. Nos sistemas de malha fechada, que são sistemas de controle automático que ajustam o empuxo conforme medições em tempo real, essa modulação baseia-se em avaliações contínuas do próprio propulsor ou do movimento do satélite. Isso é fundamental para manobras precisas, controle de orientação com propulsores e operações de voo em formação [7][8]. Diferentes abordagens para esse controle são possíveis, variando conforme o tipo de propulsor utilizado.

Os propulsores elétricos permitem ajustar o empuxo de forma contínua. Essa característica permite rastrear perfis de empuxo com maior fidelidade, viabilizando estratégias de controle em malha fechada com realimentação dos parâmetros operacionais do próprio propulsor, como corrente de emissão e tensão de aceleração [13][16].

Sistemas como o *CubeProp*, desenvolvido pela *NanoSpace*, já demonstraram a eficácia do controle proporcional de empuxo em malha fechada para *CubeSats* 3U – 10x10x30 cm – com propulsão a gás frio.

O estudo citado em *Acta Astronautica* analisa o uso de torques ambientais, como forças aerodinâmicas e o gradiente de gravidade, para o controle de atitude de *CubeSats*. Entretanto, não é discutido o impacto do desalinhamento dos vetores de empuxo no tempo de manobra ou no uso de propulsores [8].

Contudo, a implementação prática do controle de empuxo em micropropulsores elétricos enfrenta desafios específicos. A instabilidade do plasma, a saturação do campo elétrico e os efeitos térmicos transientes dificultam a manutenção de um empuxo estável em baixas potências. Além disso, a integração com o sistema de controle de atitude do satélite exige que o controlador de empuxo atue de forma

coordenada com os demais atuadores, como as rodas de reação e as bobinas magnetoréticas, sob restrições rigorosas de tempo de processamento e de consumo energético [13][21].

III. DESENVOLVIMENTO

A. Propulsão Elétrica

De acordo com a NASA, o sistema de propulsão elétrica está dividido em tipos eletrotérmicos, eletrostáticos e eletromagnéticos, em que cada um possui a sua capacidade de empuxo, requisitos de potência e complexidade de integração [5].

1) Eletrotérmico

Os eletrotérmicos, como os *resistojets* (resistência elétrica) e os *arcjets* (arco elétrico), utilizam energia elétrica para aquecer o propelente antes de expulsá-lo por um *nozzle* (bocal) [5].

Outra abordagem é a descarga de plasma sem eletrodos, que, diferentemente das descargas convencionais que utilizam eletrodos, evita o desgaste desses componentes ao empregar fontes de excitação de alta potência, como micro-ondas ou radiofrequência [6].

O *resistojet* aquece o propelente ao fazê-lo passar por um elemento resistivo eletricamente aquecido. Pesquisas desenvolvidas na Universidade Técnica de Delft demonstraram o potencial dos *micro-resistojets* para a água, com características atraentes, como segurança, compatibilidade com plataformas *CubeSat*, consumo reduzido de potência e de propelente de baixo risco [10], como ilustrado na Figura 4.

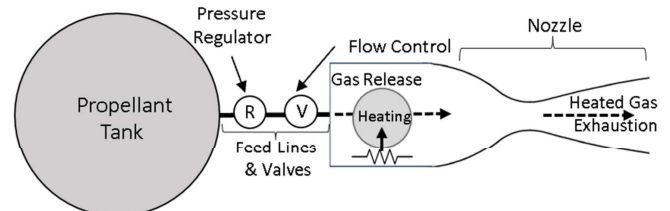


Figura 4. Esquemático do Sistema de Propulsão Eletrotérmico *Resistojet*.
Fonte: [14] *Propulsion technologies for CubeSats: review* (2024).

A Figura 5 mostra que o *arcjet* utiliza um arco elétrico para ionizar e aquecer o propelente a temperaturas muito superiores às do *resistojet*. Isso proporciona um impulso específico mais elevado. Por outro lado, o sistema apresenta maior complexidade construtiva e exige maior potência.

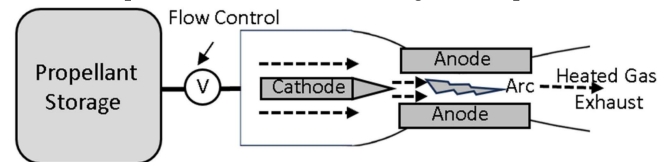


Figura 5. Esquemático do Sistema de Propulsão Eletrotérmico *Arcjet*.
Fonte: [14] *Propulsion technologies for CubeSats: review* (2024).

2) Eletrostático

Nos propulsores eletrostáticos, a energia elétrica ioniza o propelente, gerando plasma. Eletrodos aceleram os íons sob o efeito de um campo elétrico, gerando empuxo. As principais variantes aplicáveis a *CubeSats* incluem: propulsores FEEP (*Field Emission Electric Propulsion*, ou Propulsão Elétrica por Emissão de Campo); *electrospray* coloidais e ILIS (*Ionic Liquid Ion Source*); GIT (Iônicos com Grades); e efeito *Hall*. Cada uma possui características operacionais e aplicações distintas.

Os propulsores FEEP emitem íons a partir de um metal líquido, geralmente gálio. Eles requerem um neutralizador para prevenir o acúmulo de carga elétrica na espaçonave e oferecem alta precisão de empuxo, porém, com forças inferiores a 1 mN. A Figura 6 mostra como funciona. O principal exemplo de nanossatélites é o *NanoFEEP*. Foi o primeiro propulsor elétrico em um *CubeSat* 1U, operando entre 50 e 150 mW, com empuxo de 8 μ N e massa de apenas 6 g. Foi integrado ao *CubeSat* UWE-4 [9].

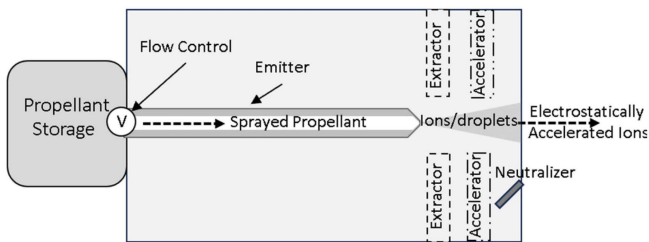


Figura 6. Esquemático do Sistema de Propulsão Eletrostático FEEP e *electrospray*.

Fonte: [14] *Propulsion technologies for CubeSats: review* (2024).

Os propulsores *electrospray* extraem e aceleram íons ou gotículas de líquidos iônicos sob a ação de campos elétricos intensos. Formam uma geometria cônica, chamada cone de *Taylor*, na ponta emissora. Os íons são acelerados pela diferença de potencial entre o emissor e a grade extratora. Os propulsores coloidais podem exigir um neutralizador. Já os do tipo ILIS dispensam esse componente por utilizarem sais fundidos como propelente, como o propulsor S-iEPS/TILE, empregado na missão *AeroCube 8*, mostrado na Figura 7.

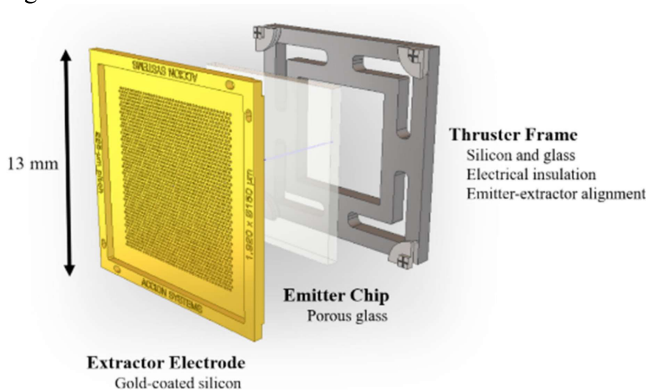


Figura 7. Componentes do Sistema de Propulsão Eletrostático *electrospray* ILIS.

Fonte: [14] *Propulsion technologies for CubeSats: review* (2024).

Os *Gridded Ion Thrusters* (GIT – Propulsores Iônicos com Grade) produzem íons por meio do bombardeamento do propelente com feixes de elétrons de alta energia, expelindo-os por meio de grades eletricamente carregadas, como mostrado na Figura 8. O xenônio é o propelente mais

empregado devido à facilidade de ionização, à sua elevada massa atômica e ao baixo ponto de ebulição. Versões miniaturizadas como o MiXI, com impulso específico de 3000 s, e o BIT-3, movido a iodo, ilustram a adaptação dessa tecnologia às restrições dos *CubeSats*.

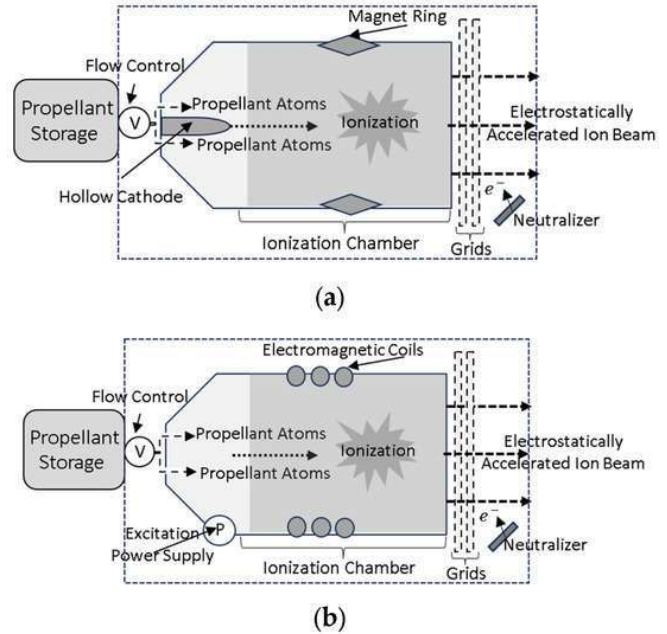


Figura 8. Esquemático do Sistema de Propulsão Eletrostático GIT. (a) Utilizando Catodo e (b) Utilizando fonte de excitação de alta potência/intensidade.

Fonte: [14] *Propulsion technologies for CubeSats: review* (2024).

Os propulsores de efeito *Hall*, mostrado na Figura 9, aceleram íons ao combinar um campo elétrico axial com um campo magnético radial. Esse campo aprisiona elétrons em trajetórias de deriva, formando plasma de alta densidade e alta eficiência de ionização. Versões miniaturizadas, como o BHT-200 validado na missão *Falconsat-5*, com impulso específico de 1390 s, comprovam a viabilidade dessa tecnologia em plataformas de pequeno porte [15].

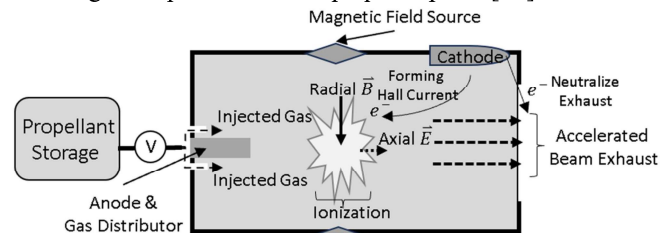


Figura 9. Esquemático do Sistema de Propulsão Eletrostático de efeito *Hall*.

Fonte: [14] *Propulsion technologies for CubeSats: review* (2024).

3) Eletromagnético

Os propulsores eletromagnéticos aceleram o propelente ionizado por meio da interação entre correntes elétricas e campos magnéticos, gerando uma força de Lorentz no plasma. As tecnologias mais relevantes nessa categoria para nanossatélites são o PPT e o VAT [5][14].

O PPT (*Pulsed Plasma Thruster*) utiliza descargas elétricas pulsadas sobre um propelente sólido — usualmente Teflon — para abalar e ionizar o material, acelerando o plasma por meio de forças eletromagnéticas, conforme a Figura 10. Destaca-se pela simplicidade construtiva, pela ausência de partes móveis e pelo baixo consumo energético, sendo o propulsor VSI-PPT, desenvolvido e testado com sucesso pelo INPE, um exemplo relevante nacional dessa tecnologia [4].

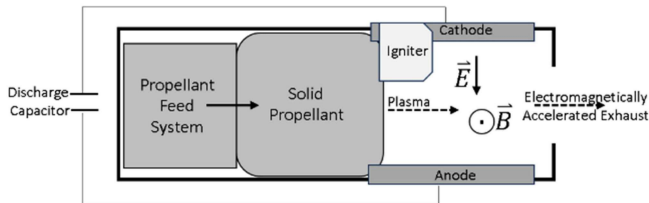


Figura 10. Esquemático do Sistema de Propulsão Eletromagnético PPT.
Fonte: [14] *Propulsion technologies for CubeSats: review* (2024).

O VAT (*Vacuum Arc Thruster*) gera plasma por meio da vaporização e ionização de um cátodo metálico sólido, processo que ocorre por meio de descargas de arco elétrico em ambiente de vácuo, como mostra a Figura 11 abaixo. Já o μ CAT é sua versão miniaturizada, mais estudada para nanossatélites. Estudos de desempenho do μ CAT para controle de atitude de *CubeSats* 3U demonstraram a viabilidade dessa tecnologia em missões de pequeno porte, consolidando-a como alternativa compacta na propulsão eletromagnética [13].

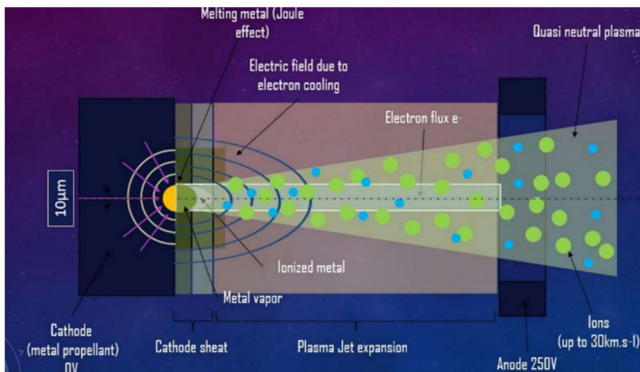


Figura 11. Esquemático do Sistema de Propulsão Eletromagnético VAT.
Fonte: [14] *Propulsion technologies for CubeSats: review* (2024).

O propulsor ambipolar é um dispositivo sem eletrodos, desenvolvido na Universidade de Michigan, que ioniza o propelente por meio de uma antena de radiofrequência e acelera o plasma por meio da difusão ambipolar, em que o desequilíbrio de carga entre elétrons e íons gera um campo elétrico interno que exerce empuxo. Uma tubeira magnética divergente é empregada para converter a energia térmica do plasma em empuxo dirigido, aumentando a eficiência do sistema. Concebido para operar com menos de 50 W de potência, volume inferior a 1000 cm³ e massa inferior a 1 kg, o CAT (*CubeSat Ambipolar Thruster*) destaca-se pela compatibilidade com as restrições severas de *CubeSats* e pela capacidade de operar com diferentes propelentes, como

xenônio e argônio [18].

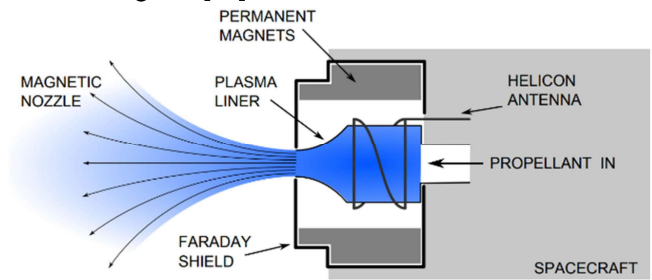


Figura 12. Esquemático do Sistema de Propulsão Eletromagnético Ambipolar.

Fonte: [14] *Propulsion technologies for CubeSats: review* (2024).

A análise comparativa das tecnologias apresentadas evidência que os propulsores do tipo FEPP, como o *NanoFEPP*, destacam-se entre as melhores opções disponíveis para *CubeSats* 1U, combinando impulso específico de aproximadamente 8.000 segundos com consumo de potência entre 50 e 150 mW.

Os propulsores *electrospray*, com impulso específico superior a 1.000 segundos, e os GIT, como o MiXI com 3.000 segundos, representam alternativas competitivas, embora com maior complexidade de integração.

Os propulsores eletromagnéticos, como o PPT, destacam-se pela simplicidade construtiva e pela ausência de partes móveis, enquanto os de efeito Hall, apesar do elevado impulso específico de 1.390 segundos demonstrado pelo BHT-200, demandam níveis de potência incompatíveis com as restrições severas do padrão 1U.

Assim, a escolha do tipo de propulsor para *CubeSats* envolve um compromisso direto entre a eficiência de propulsão, o consumo de energia e a viabilidade de integração na plataforma.

B. Controle de Empuxo

A literatura recente aponta que a abordagem mais promissora para a prática do controle de empuxo em micropropulsores elétricos combina técnicas de controle em malha fechada com o sensoramento direto dos parâmetros do propulsor, como corrente de emissão e tensão de aceleração, integradas a algoritmos adaptativos capazes de compensar variações de desempenho ao longo da missão [15][17]. Essa abordagem é especialmente relevante para propulsores *electrospray* e micropropulsores eletrostáticos, cuja resposta dinâmica é fortemente não linear e sujeita à degradação ao longo do tempo de operação [19].

O controle de empuxo em sistemas de propulsão elétrica para *CubeSats* pode ser implementado segundo duas arquiteturas fundamentais de sistemas de controle: malha aberta e malha fechada. A escolha entre essas abordagens afeta diretamente a precisão, a robustez e a complexidade do sistema propulsivo. Essa decisão é determinante para o sucesso das manobras orbitais e do controle de atitude da missão [21].

1) Malha Aberta

No controle em malha aberta, conforme ilustrado na Figura 13(a), o sistema processa um sinal de entrada por meio de um transdutor e de um controlador, atuando diretamente sobre o processo sem qualquer verificação do resultado obtido. Nessa arquitetura, perturbações externas — como variações na pressão do propelente ou flutuações na fonte de energia — são incorporadas ao sistema sem correção, o que pode comprometer a precisão do empuxo gerado [21].

Em propulsores elétricos para *CubeSats*, essa abordagem é empregada quando a simplicidade e o baixo custo computacional são prioritários e as perturbações esperadas são suficientemente pequenas para serem toleradas dentro das margens de erro da missão.

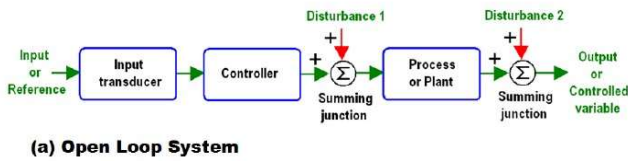


Figura 13. Diagrama em Blocos dos Sistemas de Controle de Empuxo.
(a) Malha Aberta.

Fonte: [23] *Toroidal Equilibrium Feedback Control at EXTRAP T2R* (2010).

2) Malha Fechada

O controle em malha fechada, ilustrado na Figura 13(b), incorpora um transdutor de saída ou sensor que realimenta continuamente o sistema, permitindo que o controlador compare o sinal de saída à referência desejada e calcule um sinal de erro para correção. Essa realimentação torna o sistema capaz de compensar perturbações e incertezas do processo em tempo real, conferindo maior precisão e estabilidade ao empuxo gerado [21].

Na propulsão elétrica para *CubeSats*, o controle em malha fechada é fundamental em manobras de atitude de precisão, nas quais pequenas variações no empuxo podem comprometer o apontamento. Esse tipo de controle é usado em propulsores *electrospray* e FEED, que operam com empuxo muito baixo [8][24].

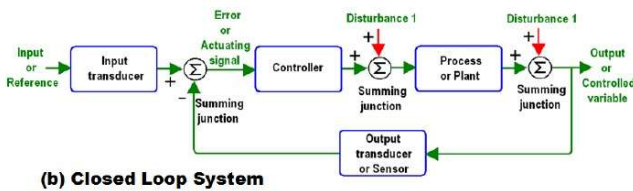


Figura 13. Diagrama em Blocos dos Sistemas de Controle de Empuxo.
(b) Malha Fechada.

Fonte: [23] *Toroidal Equilibrium Feedback Control at EXTRAP T2R* (2010).

IV. RESULTADOS

A. Apresentação do Estudo

O *University Würzburg Experimental Satellite 4* (UWE-4) foi desenvolvido e construído entre 2015 e 2018 em cooperação entre a Universidade de Würzburg, o Instituto de Ciências da Computação VII: Robótica e Telemática, e a TU Dresden, o Instituto de Engenharia Aeroespacial, onde o sistema de propulsão *NanoFEED* foi desenvolvido.

O satélite constituiu o quarto membro da série UWE de nanossatélites experimentais da Universidade de Würzburg. Este programa teve início em 2003, com o lançamento do

primeiro nanossatélite alemão, o UWE-1, em 2005, e integrando um roteiro de desenvolvimento tecnológico voltado ao voo em formação cooperativa.

O UWE-4 representou um marco histórico na miniaturização de satélites com sistema de propulsão: marcou a primeira demonstração bem-sucedida de um sistema de propulsão elétrica a bordo de um *CubeSat* 1U [9].

Seu estudo é altamente relevante para a propulsão elétrica em nanossatélites. Em uma plataforma de apenas 1U, reuniram-se desafios de miniaturização, de controle de empuxo, de controle híbrido de atitude e de manobras orbitais reais.

B. Objetivo da Missão

O objetivo técnico da missão UWE-4 foi a demonstração e a caracterização, em órbita, de um sistema de propulsão elétrica para *CubeSats* 1U. O objetivo técnico principal foi a ativação dos propulsores e medição do seu empuxo em diferentes faixas operacionais. Os objetivos secundários incluíam o controle de atitude com os quatro propulsores e, eventualmente, manobras básicas de controle de órbita [22].

As capacidades de controle de órbita foram essenciais para viabilizar o voo futuro de nanossatélites em formação, com potencial para o estabelecimento de redes eficientes de sensores em órbita [25].

Em uma perspectiva mais ampla, cenários de missão que variam desde a desorbitação, a manutenção de órbita e a constelação até o voo em formação tornaram-se viáveis com a Δv (variação de velocidade aplicada a uma espaçonave) proporcionado por pequenos sistemas de propulsão elétrica. Nessas aplicações, o impulso mínimo muito baixo alcançável tornou o *NanoFEED* adequado como propulsor de controle de atitude de altíssima precisão. Devido ao seu tamanho compacto e à baixa sobrecarga de engenharia, o *NanoFEED* foi facilmente integrado a uma variedade de satélites maiores [9].

C. Tipo de Propulsão

O sistema de propulsão embarcado no UWE-4 foi o *NanoFEED*, um propulsor FEED, que pertenceu à categoria de propulsão eletrostática, ou seja, utilizou campos elétricos para acelerar partículas ionizadas como fonte de impulso. O desenvolvimento desse sistema teve início em 2012. Ele surgiu para suprir a falta de opções de propulsão eficientes, confiáveis e econômicas para pequenos satélites. Todos os subsistemas — cabeças dos propulsores, neutralizador (dispositivo que evita o acúmulo de carga elétrica no satélite) e circuitos de alta tensão (Unidades de Potência de Propulsão, ou PPU) — foram desenvolvidos do zero na TU Dresden, otimizando a tecnologia FEED para atender às rigorosas restrições de tamanho, massa e potência de satélites pequenos [9].

O funcionamento de um FEED envolve aplicar um alto potencial elétrico entre a ponta afiada de uma agulha molhada com propelente metálico líquido e um eletrodo extrator. Esse arranjo gera o cone de Taylor, demonstrado na Figura 14, mantido pela interação entre a tensão superficial do metal líquido e o campo elétrico, como mostrado na Figura 15. Quando o potencial elétrico é suficientemente alto, atinge-se, na ponta, uma resistência de campo de evaporação de cerca de 10^{10} V/m, o que provoca a ionização e a aceleração dos íons.

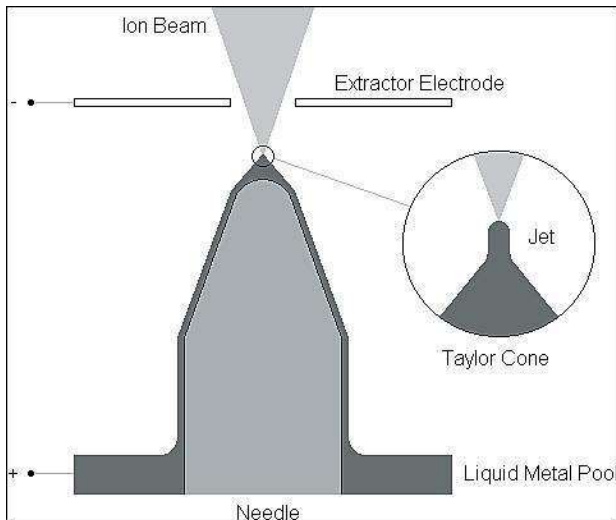


Figura 14. Princípio Básico do FEEP, Tipo Agulha.
Fonte: [22] TU Dresden (2017).

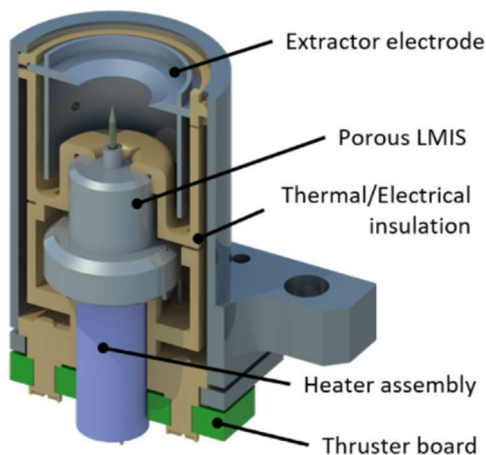


Figura 15. Vista de Corte em Modelo CAD da Cabeça do Propulsor NanoFEED.

Fonte: [9] UWE-4: first electric propulsion on a 1U CubeSat – in-orbit experiments and characterization (2020).

O projeto utilizou uma nova fonte de íons metálicos líquidos porosa (LMIS — *Liquid Metal Ion Source*) para armazenar e alimentar o propelente. Essa fonte consistiu em uma agulha de tungstênio porosa e afiada, eletroquimicamente tratada, e em um reservatório de tântalo com gálio, o propelente metálico. A porosidade da agulha gera forças capilares que retêm o propelente líquido na ponta, garantindo um fluxo autossuficiente durante a operação, sem necessidade de válvulas nem de outros dispositivos de alimentação.

Quanto à miniaturização, o propulsor *NanoFEED* foi reduzido a $\varnothing 13 \times 21$ mm. A massa total era inferior a 6 g e o volume, menor que 3 cm^3 por propulsor [22]. A Figura 16 mostra o tamanho do propulsor *NanoFEED* comparado a uma moeda de 1€. As quatro cabeças de propulsores, compostas por duas neutralizadoras e duas PPU, estavam dispostas simetricamente nos trilhos estruturais do *CubeSat*. Assim, o sistema ocupou apenas o espaço dos trilhos obrigatórios, sem interferir nas placas internas, e manteve as faces externas livres para futuras cargas úteis. A Figura 17 mostra como os propulsores são integrados nos trilhos.



Figura 16. Foto de um Propulsor *NanoFEED* Comparado com Uma Moeda de 1€.

Fonte: [22] TU Dresden (2017).

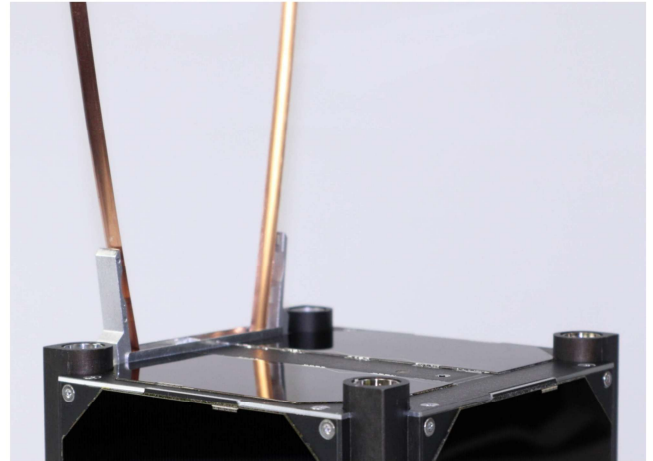


Figura 17. Foto das Cabeças do NanoFEED Integradas nos Trilhos.
Fonte: [9] UWE-4: first electric propulsion on a 1U CubeSat – in-orbit experiments and characterization (2020).

Os propulsores puderam ser utilizados continuamente por até 50 minutos por órbita, após a liquefação do propelente por aquecedores dedicados. O consumo de energia de uma PPU com um propulsor ativado, seu aquecedor e um neutralizador, em níveis de corrente de emissão de 30–60 μA ou de empuxo de 2,6–5,5 μN , situou-se entre 430 e 1.050 mW [25].

D. Controle de Empuxo por Modulação de Corrente e Controle Híbrido de Atitude

O controle do nível de empuxo ocorreu por meio da variação da corrente de emissão comandada à PPU. Essa foi a principal variável de controle do sistema. Para estimar o empuxo, utilizou-se um algoritmo que mede com precisão o torque excitado no satélite. Esse algoritmo foi desenvolvido na missão UWE-3. Assim, é possível medir toda a faixa de empuxo dos propulsores *NanoFEED*, de 0 μN a 20 μN , e estimar seu desempenho pela razão empuxo-potência.

Para que o empuxo gerado produza o efeito desejado — seja para controle de atitude ou de órbita — foi imprescindível que o vetor de empuxo esteja adequadamente orientado. Assim, no caminho para o controle de órbita, foi necessário primeiro demonstrar as capacidades de controle de atitude, permitindo direcionar o vetor de empuxo conforme desejado. Por fim, foi possível medir o torque gerado por um propulsor com sensores de atitude para calcular o empuxo [27].

Essa necessidade levou ao desenvolvimento de uma estratégia de controle híbrido que combina magnetorques e propulsores elétricos. O controle de atitude é realizado com

o auxílio dos magnetorques e do sistema de propulsão. Os torques foram posicionados em cada painel, com um momento magnético total de $0,1 \text{ Am}^2$ por eixo, e usados principalmente para o controle da taxa angular. Os quatro propulsores foram usados para apontamento preciso do eixo de empuxo. Embora cada propulsor poderia exercer apenas um torque fraco de até $1 \mu\text{Nm}$, a controlabilidade magnética limitada do satélite foi complementada e simulações mostraram que o apontamento do vetor de empuxo é viável [22].

Apesar da limitada controlabilidade dos propulsores, o apontamento do vetor de empuxo foi realizado posteriormente por meio dos atuadores magnéticos do sistema de controle de atitude e de órbita (AOCS) [25].

E. Plataforma, Subsistemas Gerais e AOCS

O UWE-4 foi construído em conformidade com o padrão avançado de barramento *CubeSat* publicado pelo *University Space Engineering Consortium* (UNISEC). O computador de bordo (OBC) contou com duas unidades de processamento principais redundantes, que monitoraram e corrigiram entre si as memórias corrompidas. O OBC gerenciava os modos de energia do satélite e permitiam comunicação entre todos os subsistemas. Ele podia atualizar todos os microcontroladores de bordo, inclusive os inativos. Junto com o rádio UHF (*Ultra-high Frequency*) e o EPS (*Electrical Power Subsystem*), forma a base funcional mínima dos subsistemas. O EPS e os painéis solares forneceram mais de $1,5 \text{ W}$ de potência contínua.

O subsistema de controle de atitude e órbita (AOCS) do UWE-4 herdou a configuração básica do subsistema de determinação e controle de atitude (ADCS) anterior dos satélites UWE. Ele foi implementado como subsistema padrão. O sistema utilizou um microcontrolador MSP430™ (*Texas Instruments*) de baixo consumo para processar dados de magnetômetros, sensores solares e giroscópios. Esse microcontrolador computou as saídas de controle de atitude e de órbita para os magnetorques e o sistema de propulsão do satélite. Cada painel do *CubeSat* carregou uma IMU redundante e um sensor solar de alta precisão. Os dados dos sensores puderam ser injetados no filtro de Kalman de forma sequencial e independente. Assim, a determinação grosseira de atitude permaneceu disponível durante o eclipse [22].

Os principais dispositivos de sensoriamento do AOCS foram 8 Unidades de Medição Inercial (IMUs), responsáveis por medir as acelerações e as rotações do satélite. Essas unidades foram compostas por giroscópios de taxa e sensores de campo magnético, distribuídos pelo satélite — uma em cada painel lateral e um conjunto primário na própria placa do AOCS [9]. O conjunto de sensores foi complementado por 6 sensores solares de alta precisão, responsáveis por determinar a orientação do satélite em relação ao Sol. Isso garantiu uma atitude robusta em diferentes condições de iluminação.

F. Lançamento e Estado em Órbita

O satélite foi lançado em órbita heliossíncrona (sincronizada com o Sol) a 585 km de altitude em 27 de dezembro de 2018. O foguete *Soyuz-Fregat* partiu do Cosmódromo de *Vostochny*. Nos primeiros meses de 2019, foram realizados o comissionamento e as atualizações de software nos sistemas de comunicação, nos computadores

de bordo, no AOCS e nas unidades de processamento de potência (PPUs) do sistema de propulsão *NanoFEEP*.

Uma atitude estável foi alcançada em 30 de janeiro de 2019, após o processo de *detumbling*. O controle foi realizado por meio do sistema magnético. Mediu-se apenas um momento dipolar magnético insignificante, inferior a $60 \mu\text{Am}^2$. Isso mostrou que os esforços de engenharia para um satélite magneticamente limpo foram bem-sucedidos, eliminando o torque perturbador mais pronunciado em *CubeSats* [25].

Uma característica importante observada nos experimentos em órbita foi o desvio angular do vetor de empuxo dos propulsores em relação à montagem no *CubeSat* [9]. As direções de empuxo estimadas para as duas cabeças apresentaram ângulos de $15,7 \pm 7,6^\circ$ e $13,2 \pm 5,5^\circ$. Para garantir a precisão das manobras, o algoritmo de controle devia considerar esses desvios.

Em julho de 2020, uma manobra autônoma de desvio de colisão aumentou a distância de aproximação ao objeto em mais de 5.000 m [25]. O episódio, envolvendo um satélite Iridium inoperante, foi o primeiro registro de um nanosatélite executando essa manobra com propulsão elétrica embarcada.

No início da missão, um dos quatro propulsores elétricos miniaturizados funcionava. Depois, um segundo funcionou temporariamente. No entanto, o sistema de controle disponível — o propulsor elétrico restante e seis magnetorques — foi empregado de forma inteligente para conduzir com sucesso as manobras orbitais [26].

1) Neutralizador

Antes da primeira ignição do propulsor, foi necessário validar, em órbita, o funcionamento do neutralizador para garantir a neutralização da carga elétrica emitida pelos íons de gálio e evitar o carregamento eletrostático do satélite. Em 21 de fevereiro de 2019, foram realizadas medições no espaço, comprovando o funcionamento adequado do neutralizador, sendo a primeira ativação desse tipo a bordo de um *CubeSat* 1U [9].

A Figura 18 apresentou os resultados desse primeiro experimento em órbita da fonte de elétrons baseada em nanotubos de carbono.

O gráfico (a) mostra a tensão do emissor Umon do chip neutralizador, que se estabilizou em aproximadamente 1.300 V durante o período de operação ativa, entre 11h13 e 11h16 UTC (Horário Universal Coordenado), com subida e descida abruptas que confirmam o acionamento e desligamento controlados do sistema.

O gráfico (b) exibe as correntes monitoradas pela PPU, no qual se observa que a corrente de emissão medida e a corrente efetiva desejada se mantiveram estáveis em torno de $60\text{--}70 \mu\text{A}$ ao longo de toda a janela de operação, enquanto a corrente incidente no extrator permaneceu em níveis baixos e controlados.

Por fim, o gráfico (c) registra o consumo de energia da ativação do neutralizador, que se manteve próximo de $130\text{--}140 \text{ mW}$ durante a operação ativa. O conjunto de três gráficos confirma a operação estável e controlada do sistema de neutralização em órbita, validando-o como requisito para as ignições subseqüentes do propulsor.

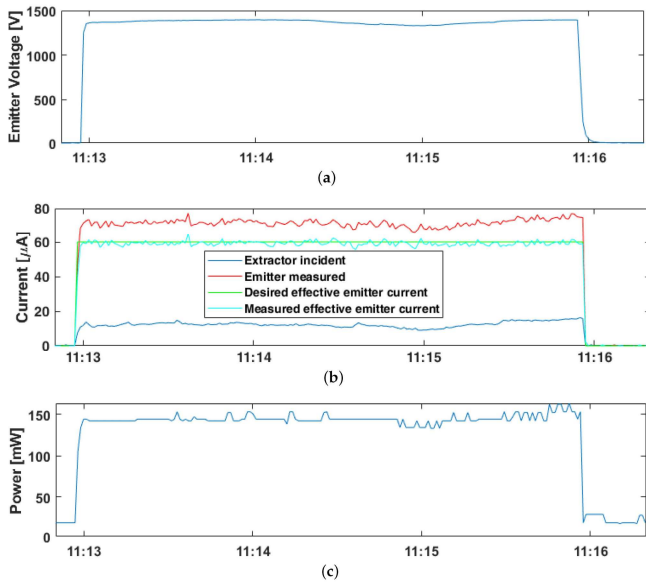


Figura 18. Primeiro Experimento em Órbita da Fonte de Elétrons Baseado em Nano-Tubos de Carbono em 21 de fevereiro de 2019.

(a) Tensão do Emissor Umon do Chip Neutralizador.

(b) Correntes do Neutralizador Monitoradas da PPU.

(c) Consumo de Energia da Ativação do Neutralizador.

Fonte: [9] *UWE-4: first electric propulsion on a 1U CubeSat – in-orbit experiments and characterization* (2020).

Experimentos complementares de caracterização do neutralizador foram conduzidos posteriormente, com o objetivo de mapear seu comportamento em uma faixa mais ampla de correntes de emissão. A Figura 19 apresenta os resultados obtidos em 28 de março de 2020, ao longo de aproximadamente três minutos de operação contínua entre 22h41 e 22h44 UTC.

O gráfico (a) evidencia que a tensão do emissor Umon se elevou rapidamente até cerca de 2.100 V no início do experimento e se manteve nesse patamar durante toda a operação, valor consideravelmente superior ao registrado no experimento de fevereiro de 2019, indicando uma faixa de operação mais exigente.

O gráfico (b) revela o aspecto mais relevante desse experimento: as correntes monitoradas pela PPU apresentam um comportamento progressivo e crescente ao longo do tempo, com a corrente de emissão medida e a corrente efetiva desejada aumentando de forma escalonada, de aproximadamente 20 μA para cerca de 150–160 μA . Esse perfil de rampa escalonada demonstra a capacidade de modulação do neutralizador em diferentes níveis de operação, o que é diretamente relevante para o controle de empuxo, pois a corrente do neutralizador precisa acompanhar, proporcionalmente, a corrente emitida pelo propulsor.

O gráfico (c) reflete o comportamento crescente no consumo de energia da PPU, que parte de aproximadamente 100 mW e atinge cerca de 400 mW ao final do experimento, confirmando o escalonamento proporcional entre a corrente comandada e a potência consumida. Esses resultados, em conjunto, demonstram que o neutralizador opera de forma controlável e previsível em órbita, capaz de acompanhar diferentes níveis de empuxo do sistema *NanoFEEP*.

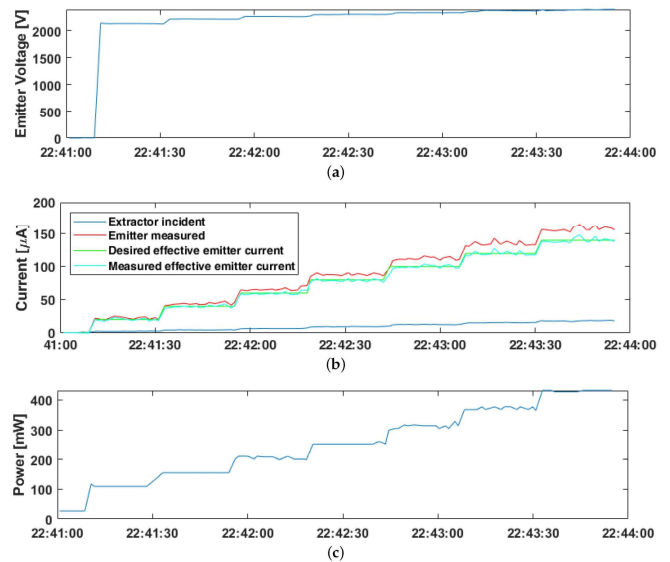


Figura 19. Caracterização em Órbita do Neutralizador em 28 de março de 2020.

(a) Tensão do Emissor Umon. (b) Correntes Monitoradas da PPU.

(c) Consumo de Energia da PPU.

Fonte: [9] *UWE-4: first electric propulsion on a 1U CubeSat – in-orbit experiments and characterization* (2020).

2) Propulsor A

A primeira ignição do sistema de propulsão ocorreu em 26 de fevereiro de 2019, com o propulsor A. Durante o disparo, a PPU produziu uma tensão superior a 5 kV e gerou uma corrente de emissão de 40 μA . Para essa primeira ignição, escolheu-se uma duração de 30 s. Os gráficos da Figura 20 mostram claramente os dados desta primeira ignição. O comportamento do satélite foi monitorado de perto e a ignição bem-sucedida marcou o cumprimento do objetivo principal da missão [9].

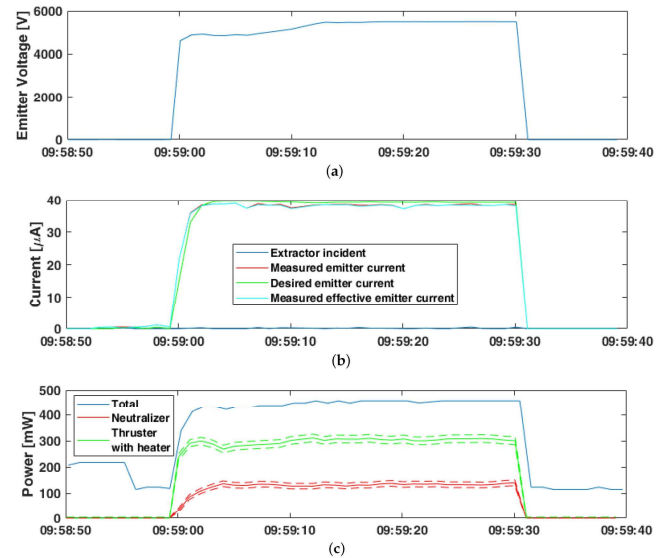


Figura 20. Primeira Ativação em Órbita do Propulsor A em 26 de fevereiro de 2019.

(a) Tensão do Emissor Umon do Propulsor A.

(b) Correntes do Propulsor A Monitoradas.

(c) Consumo de Energia do PPU, do Neutralizador e do Propulsor A com o seu Aquecimento Associado com suas Incertezas.

Fonte: [9] *UWE-4: first electric propulsion on a 1U CubeSat – in-orbit experiments and characterization* (2020).

As diferentes regiões da Figura 20(c) correspondem a três modos operacionais distintos do PPU, especificados na Tabela I.

TABELA I
OS DIFERENTES MODOS OPERACIONAIS DO CONSUMO DE POTÊNCIA NA
FIGURA 20 (C)

Alcance de Tempo	Componentes Ativos	Potência Total Consumida [mW]
09:58:50 - 09:58:55	Aquecedor A & B	215 ± 4
09:58:56 - 09:58:59	Aquecedor A	117 ± 4
09:59:00 - 09:59:30	Aquecedor A, Propulsor A e Neutralizador A	$412 - 459$
09:59:31 - 09:59:39	Aquecedor A	117 ± 4

Fonte: [9] UWE-4: first electric propulsion on a 1U CubeSat – in-orbit experiments and characterization (2020).

3) Propulsor B

Os dados de acionamento do Propulsor B, que ocorreu no dia 23 de maio de 2020, são apresentados na Figura 21 abaixo. Comparando os resultados com os obtidos no Propulsor A, obteve-se uma tensão operacional maior, de aproximadamente 8,4 – 8,6 kV, porque a agulha é capilar em vez de porosa. Houve também um leve aumento na tensão emissora Umon após a ativação, com consumo de potência de aproximadamente 460 mW e corrente emissora de aproximadamente 30 μ A.

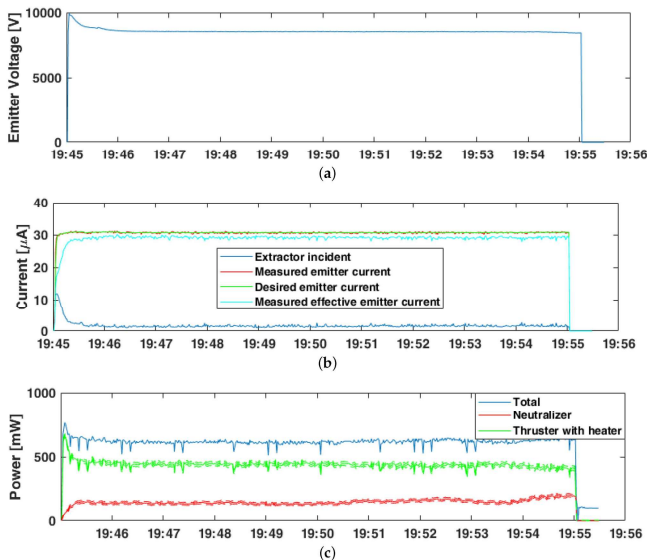


Figura 21. Primeira Ativação em Órbita do Propulsor B em 23 de maio de 2020.

(a) Tensão do Emissor Umon do Propulsor B.

(b) Correntes do Propulsor B Monitoradas.

(c) Consumo de Energia do PPU, do Neutralizador e do Propulsor B com o seu Aquecimento Associado com suas Incertezas.

Fonte: [9] UWE-4: first electric propulsion on a 1U CubeSat – in-orbit experiments and characterization (2020).

Não houve estabilidade de desempenho nas operações iniciais deste propulsor. A maior parte da corrente emissora foi interceptada pelo extrator e não alcançou o satélite. Mas após 12 minutos, a corrente do extrator diminuiu e o desempenho se estabilizou, como apresentado na Figura 22.

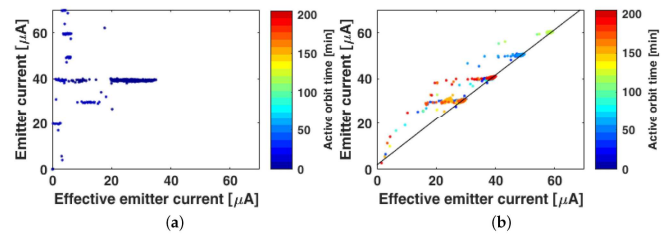


Figura 22. Corrente do Emissor Eficaz vs. Corrente do Emissor no Propulsor B.

(a) Operações Iniciais com Comportamento Instável.

(b) Após o Comissionamento da Corrente do Emissor Estável.

Fonte: [9] UWE-4: first electric propulsion on a 1U CubeSat – in-orbit experiments and characterization (2020).

Uma das possíveis causas da alta corrente no extrator durante as primeiras operações é a presença de partículas de gálio não dissolvidas na ponta da agulha, a contaminação da agulha ou a formação de uma camada de oxidação no propelente de gálio. Todos são problemas que podem se desprender do emissor após um determinado tempo de ativação sob o fluxo de íons [9].

4) Aquecedor

Um parâmetro crítico para a operação do sistema de propulsão foi o comportamento térmico do aquecedor, responsável por liquefazer o propelente de gálio (29,76 °C) antes de cada ativação do propulsor.

A Figura 23 mostra como o propulsor B se comportou ao longo da evolução de sua temperatura durante o aquecimento ativo em 2,5 órbitas (das 15h30 às 19h30 UTC), nas quais também foram identificadas as fases de eclipse pela redução de sua temperatura.

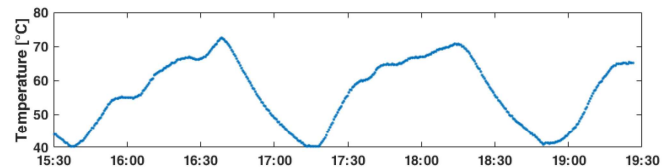


Figura 23. Gráfico da Evolução da Temperatura Durante o Aquecimento Ativo do Propulsor B em 22 de maio de 2020.

Fonte: [9] UWE-4: first electric propulsion on a 1U CubeSat – in-orbit experiments and characterization (2020).

A curva evidenciou claramente a influência dos ciclos orbitais no comportamento térmico do sistema. Com os platôs de temperatura ocorrendo (estimativa) às 16:00 e às 17:45 UTC durante o calor do sol, isso indicou o processo de liquefação endotérmica do propelente de gálio entre as temperaturas de 55 – 67 °C. O sensor de temperatura não consegue medir diretamente no propelente, pois há um *offset* entre a temperatura real do propelente e a do termopar, o que garante que a tensão Umon e a corrente do extrator não aumentem.

Ou seja, após o platô e acima de 50 °C, o propulsor será acionado por cerca de 30 minutos. Todo esse processo consome uma potência adicional de 130 ± 4 mW, além dos 18 ± 1 mW da PPU para os equipamentos eletrônicos digitais.

Esse comportamento cíclico e os limites térmicos identificados foram, portanto, fatores determinantes no planejamento das manobras de controle de empuxo e de órbita, impondo restrições práticas à frequência e à duração das ativações do propulsor em missões reais.

G. Dados Técnicos

A Tabela II consolida os principais parâmetros técnicos do UWE-4 e os resultados quantitativos obtidos em órbita:

TABELA II

PARÂMETROS TÉCNICOS E RESULTADOS QUANTITATIVOS OBTIDOS EM ÓRBITA DO UWE-4

Parâmetro	Valor
Formato	CubeSat 1U (10x10x10 cm)
Massa Total	1,1 kg
Órbita	Heliossíncrona 585 km de altitude
Inclinação	97,4°
Comunicação	Rádio UHF (435.6000 MHz)
Geração de Energia	Painéis Solares → → 1,5 W contínuos
Tipo de Propulsão	FEEP (NanoFEEP – Gálio)
Número de Propulsores	4 cabeças + + 2 neutralizadores + 2 PPU's
Empuxo Contínuo por Propulsor	Até 8 μ N Picos de até 20 μ N
Impulso Específico (Isp)	~ 8.000s
Faixa de Corrente de Emissão	30 – 60 μ A
Faixa de Empuxo Operacional	2,6 – 5,5 μ N
Consumo da PPU (com Propulsor Ativo)	430 – 1.050 mW
Consumo da PPU (Equipamentos Eletrônicos Digitais)	18 $\pm$ 1 mW
Consumo do Aquecedor	103 $\pm$ 4 mW
Tensão de Operação	> 5 kV
Dimensões no NanoFEEP	$\varnothing$ 13x21 mm < 6 g < 3 cm ³ por propulsor
Distância do Desvio de Colisão	> 5.000 m de incremento na aproximação
Desvio do Vetor de Empuxo (Propulsor A)	15,7 $\pm$ 7,6° em relação à montagem
Desvio do Vetor de Empuxo (Propulsor B)	13,2 $\pm$ 5,5° em relação à montagem

Fonte: [9] UWE-4: first electric propulsion on a 1U CubeSat – in-orbit experiments and characterization (2020) e [22] UWE-4 (University Würzburg Experimental satellite-4).

V. CONCLUSÃO

O presente trabalho demonstrou que a propulsão elétrica representa uma solução tecnológica viável e promissora para nanossatélites da classe *CubeSat*, capaz de conferir manobrabilidade real a plataformas sujeitas a severas restrições de massa, volume e potência. A revisão dos tipos de propulsores elétricos disponíveis evidenciou que cada categoria apresenta características operacionais distintas, com diferentes compromissos entre impulso específico, nível de empuxo, complexidade de integração e consumo de energia. Entre essas tecnologias, os propulsores do tipo FEEP e *electrospray* destacam-se como as opções mais adequadas para *CubeSats* 1U, por operarem em faixas de potência de dezenas a centenas de *milliwatts* e por oferecerem alta precisão no empuxo.

A análise do controle de empuxo revelou que a arquitetura de malha fechada, com realimentação dos

parâmetros operacionais do propulsor, é a abordagem mais robusta para manobras de precisão, embora sua implementação prática em micropropulsores elétricos enfrente desafios específicos, como a instabilidade do plasma, a saturação do campo elétrico e os efeitos térmicos transientes. Esses fatores impõem restrições à manutenção de empuxo estável em baixas potências e exigem que o controlador atue de forma coordenada com os demais atuadores do satélite.

O estudo de caso do UWE-4 ilustrou, de forma concreta, os desafios e as soluções adotadas. A missão demonstrou que, mesmo com apenas um dos quatro propulsores embarcados plenamente funcional, foi possível realizar manobras orbitais inéditas para a classe de nanossatélites, por meio do emprego inteligente do sistema de controle híbrido, que combinou o propulsor *NanoFEEP* com os magnetorques do AOCs. O controle de empuxo por modulação de corrente, aliado à estimação indireta do empuxo pela dinâmica de atitude do satélite, mostrou-se eficaz para operar na faixa de 0 a 20 μ N com impulso específico de aproximadamente 8.000 s, confirmando o desempenho previsto para a tecnologia FEEP em ambiente orbital real.

Os resultados obtidos pelo UWE-4 em órbita evidenciam que sistemas de propulsão elétrica miniaturizados são capazes de viabilizar cenários de missão antes restritos a satélites de maior porte, como a manutenção de órbita, a formação de constelações e o voo em formação cooperativa. Ao mesmo tempo, os desvios angulares do vetor de empuxo identificados reforçam a necessidade de algoritmos de controle robustos capazes de estimar e compensar imperfeições de fabricação e de integração em missões futuras.

Conclui-se, portanto, que o controle de empuxo em propulsores elétricos para *CubeSats* é um campo em rápida maturação, com missões como o UWE-4 estabelecendo referências técnicas fundamentais para o desenvolvimento de futuras plataformas de nanossatélites propulsadas. Os avanços na miniaturização, na eficiência energética e nas estratégias de controle híbrido de atitude abrem perspectivas concretas para a operação autônoma e coordenada de nanossatélites em órbita, consolidando a propulsão elétrica como habilitadora essencial para a próxima geração de missões espaciais de pequeno porte.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] GUIMARÃES, Igor. Pimentel. *Análise de performance do propulsor de baixa pressão para um CubeSat*. 202. Projeto Final (Graduação em Engenharia Mecânica) – Centro Federal de Educação Tecnológica Celso Suckow da Fonseca, CEFET/RJ, Rio de Janeiro, 2022. Disponível em: <https://mobile.cefet-rj.br/attachments/article/2943/An%C3%A1lise%20de%20Performanc%20do%20Propulsor%20de%20Baixa%20Press%C3%A3o%20para%20um%20CubeSat.pdf>. Acesso em: mar. 2026.
- [2] AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA (AEB). *Nanossatélites movimentam o programa espacial brasileiro*. Brasília: AEB, 2021. Disponível em: <https://www.gov.br/aeb/pt-br/assuntos/noticias/nanossatellites-movimentam-o-programa-espacial-brasileiro>. Acesso em: mar. 2026.
- [3] KAHN, Ethan. *Electrospray thruster plume impingement on CubeSat solar arrays: A particle-tracking study*. 2025. Disponível em: <http://arxiv.org/abs/2510.05084>. Acesso em: mar. 2026.
- [4] *Sucesso no primeiro teste no modo de alta velocidade de ejeção do propulsor elétrico VSI-PPT*. Disponível em: <https://www.gov.br/inpe/pt-br/assuntos/ultimas-noticias/sucesso-no->

- primeiro-teste-no-modo-de-alta-velocidade-de-ejecao-do-propulsor-eletrico-vsi-ppt. Acesso em: mar. 2026.
- [5] NASA. *In-space propulsion: small spacecraft state of the art*. Washington, D.C.: NASA Small Spacecraft Institute, 2023. Disponível em: https://www.nasa.gov/smallsat-institute/sst-soa/in-space_propulsion/. Acesso em: mar. 2026.
 - [6] ALNAQBI, Suood; DARFILAL, Djamal; SWEI, Sean Shan Min. *Propulsion technologies for CubeSats: Review*. Aerospace. 2024. Disponível em: <https://doi.org/10.3390/aerospace11070502>. Acesso em: mar. 2026.
 - [7] LU, Ye; SAIKIA, Sarag J. *Titan aerogravity-assist maneuvers for Saturn/Enceladus missions*. Acta astronautica. 2020. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S0094576520303489?via%3Dihub>. Acesso em: mar. 2026.
 - [8] REINA, G.; GONÇALVES, R. *Attitude control: a key factor during the design of low-thrust propulsion for CubeSats*. Acta Astronautica, Amsterdam. 2020. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S0094576520301818>. Acesso em: mar. 2026.
 - [9] BUSCH, S. et al. *UWE-4: first electric propulsion on a 1U CubeSat – in-orbit experiments and characterization*. Aerospace, Basel. 2020. Disponível em: <https://www.mdpi.com/2226-4310/7/7/98>. Acesso em: mar. 2026.
 - [10] GUERRIERI, D. C. et al. *Green micro-resistojet research at Delft University of Technology: new options for Cubesat propulsion*. CEAS Space Journal. 2017. Disponível em: <https://link.springer.com/article/10.1007/s12567-016-0135-3>. Acessado em: mar. 2026.
 - [11] KULU, Erik. *A record-breaking 396 nanosatellites were launched in 2023*. LinkedIn, 2023. Disponível em: https://www.linkedin.com/posts/erikkulu_spacetecheurope-activity-7130174833266503680-Z8i0. Acesso em: mar. 2026.
 - [12] STRAUCH, Leandro et al. *Electric propulsion for CubeSats: a review*. ResearchGate, 2021. Disponível em: https://www.researchgate.net/publication/356128197_Electric_Propulsion_for_CubeSats_a_Review. Acesso em: mar. 2026.
 - [13] TIMILSINA, S. et al. *Performance analysis of nano-sat scale μ CAT electric propulsion for 3U CubeSat attitude control*. Acta Astronautica, Amsterdam. 2020. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S0094576520306020>. Acesso em: mar. 2026.
 - [14] SILVA, M. A. C. et al. *Propulsion technologies for CubeSats: review*. Aerospace, Basel. 2024. Disponível em: <https://www.mdpi.com/2226-4310/11/7/502>. Acesso em: mar. 2026.
 - [15] NASA. SMALL SPACECRAFT SYSTEMS VIRTUAL INSTITUTE (S3VI). *Electric propulsion methods for small satellites: a review*. Moffett Field: NASA, 2021. (NASA Technical Report). Disponível em: <https://s3vi.ndc.nasa.gov/ssri-kb/static/resources/aerospace-08-00022-v3.pdf>. Acesso em: mar. 2026.
 - [16] CHEN, X. et al. *A control framework for CubeSat rendezvous and proximity operations using electric propulsion*. arXiv. 2024. Disponível em: <https://arxiv.org/html/2412.00827v1>. Acesso em: mar. 2026.
 - [17] LEVCHENKO, I. et al. *Recent progress and perspectives of space electric propulsion systems based on smart nanomaterials*. Nature Communications, London. 2018. Disponível em: <https://www.nature.com/articles/s41467-017-02269-7>. Acesso em: mar. 2026.
 - [18] MARTINS, Luiz Felipe. *Estado da arte dos sistemas de propulsão para nanossatélites*. 2021. Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação em Engenharia Aeroespacial) – Universidade de Brasília, Brasília, 2021. Disponível em: https://bdm.unb.br/bitstream/10483/31789/1/2021_LuizFelipeMartins_tcc.pdf. Acesso em: mar. 2026.
 - [19] WANG, Jiayi et al. *Investigation into the performance of a miniaturized ionic liquid electrospray thruster*. Aerospace Science and Technology. 2026. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S1270963825016803>. Acesso em: mar. 2026.
 - [20] ESCOLA POLITÉCNICA DA USP. *Mercado de tecnologia espacial cresce com constelações de nanossatélites*. PoliNaMídia, São Paulo. Disponível em: <https://www.poli.usp.br/noticias/polinamidia/57956-mercado-de-tecnologia-espacial-cresce-com-constelacoes-de-nanossatellites.html>. Acesso em: mar. 2026.
 - [21] LINO, José Ribamar Ribeiro. *Controle de atitude e estabilização de CubeSat*. Trabalho de Conclusão de Curso / Dissertação. Universidade Federal de Pernambuco (UFPE), Recife, 2024. Disponível em: <https://repositorio.ufpe.br/handle/123456789/64459>. Acesso em: mar. 2026.
 - [22] EO PORTAL. *UWE-4 (University Würzburg Experimental satellite-4)*. [S.l.], [s.d.]. Disponível em: <https://www.eoportal.org/satellite-missions/uwe-4>. Acesso em: mar. 2026.
 - [23] KHATRI, Ghanshyam. *Toroidal Equilibrium Feedback Control at EXTRAP T2R*. Dissertação (Mestrado) — Royal Institute of Technology (KTH), Stockholm, Suécia, 2010. Disponível em: https://www.researchgate.net/publication/275003974_Toroidal_Equilibrium_Feedback_Control_at_EXTRAP_T2R. Acesso em: mar. 2026.
 - [24] QUINSAC, Gary et al. *Attitude control: A key factor during the design of low-thrust propulsion for CubeSats*. Acta Astronautica, 2020. Disponível em: https://www.researchgate.net/publication/340665521_Attitude_control_A_key_factor_during_the_design_of_low-thrust_propulsion_for_CubeSats. Acesso em: mar. 2026.
 - [25] KRAMER, Alexander. *Orbit control on the Pico-Satellite UWE-4 using a NanoFEOP propulsion system and a directive adaptive guidance algorithm*. Tese (Doutorado) — Julius-Maximilians-Universität Würzburg, Würzburg, Alemanha. Disponível em: <https://www.researchgate.net/publication/323151249>. Acesso em: mar. 2026.
 - [26] EMMERICH, Robert. *UWE-4: Small and agile in orbit*. Universität Würzburg News and Events. 2020. Disponível em: <https://www.uni-wuerzburg.de/en/news-and-events/news/detail/news/uwe-4-small-and-agile-in-orbit/>. Acesso em: mar. 2026.
 - [27] KRAMER, Alexander. BANGERT, Philip. SCHILLING, Klaus. *Hybrid Attitude Control On-Board UWE-4 Using Magnetorquers and The Electric Propulsion System NanoFEOP*. Small Satellite Conference, Utah State University, Logan, Utah. 2019. Disponível em: <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2019/all2019/52/>. Acesso em: mar. 2026.
 - [28] CALIFORNIA POLYTECHNIC STATE UNIVERSITY. *Design, Development, and Testing of an Electric Propulsion System for the PolySat Program*. [S.l.], [s.d.]. Disponível em: <https://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?referer=&httpsredir=1&article=3546&context=smallsat>. Acesso em: maio 2026.

RESOLUÇÃO nº 038/2020 – CEPE

ANEXO I

APÊNDICE ao TCC

Termo de autorização de publicação de produção acadêmica

O estudante **Marianna Silva Oliveira** do Curso de **Engenharia Elétrica** matrícula **2022.1.0038.0012-6**, telefone: **(62) 99697-5023** e-mail **mariannasoliveira14@gmail.com**, na qualidade de titular dos direitos autorais, em consonância com a Lei nº 9.610/98 (Lei dos Direitos do Autor), autoriza a Pontifícia Universidade Católica de Goiás (PUC Goiás) a disponibilizar o Trabalho de Conclusão de Curso intitulado **Estudo de Controle de Empuxo em Propulsores Elétricos para Aplicação em Cubesats**, gratuitamente, sem ressarcimento dos direitos autorais, por 5 (cinco) anos, conforme permissões do documento, em meio eletrônico, na rede mundial de computadores, no formato especificado (Texto(PDF); Imagem (GIF ou JPEG); Som (WAVE, MPEG, AIFF, SND); Vídeo (MPEG, MWV, AVI, QT); outros, específicos da área; para fins de leitura e/ou impressão pela internet, a título de divulgação da produção científica gerada nos cursos de graduação da PUC Goiás.

Goiânia, **13 de março de 2026**.

Documento assinado digitalmente
gov.br MARIANNA SILVA OLIVEIRA
Data: 13/03/2026 10:21:0300
Verifique em <https://validar.iti.gov.br>

Assinatura do autor: _____

Nome completo do autor: **Marianna Silva Oliveira**

Documento assinado digitalmente
gov.br ANTONIO MARCOS DE MELO MEDEIROS
Data: 22/06/2026 19:47:55-0300
Verifique em <https://validar.iti.gov.br>

Assinatura do professor-orientador: _____

Nome completo do professor-orientador: **Antônio Marcos Melo Medeiros**