

Uso de Cabos Eletrodinâmicos em CubeSats para Geração de Energia através de Potencial Eletrostático

Diego A. Coutinho, Matheus R. Torres, Guilherme P. Aquino, Evandro C. Vilas Boas

Resumo—Esse trabalho apresenta o desenvolvimento de um CubeSat padrão 1U para investigar a viabilidade do uso de cabos eletrodinâmicos na geração de energia elétrica através do potencial eletrostático da atmosfera terrestre. A carga útil consiste de um sistema mecânico para içar e recolher o cabo durante a execução da missão. Discutem-se a fase de construção e desenvolvimento da prova de conceito e testes com os subsistemas integrados em uma estrutura mecânica padrão 1U. O experimento foi conduzido através de um voo em balão estratosférico, cujos dados indicaram a geração de 1,3 V/m em altitudes próximas a 12 km.

Palavras-Chave—Balão estratosférico, CubeSats, pequenos satélites, potencial eletrostático.

Abstract—This work presents the development of a standard 1U CubeSat to study the feasibility of using electrodynamic cables to generate electrical energy through the electrostatic potential of the Earth's atmosphere. The payload consists of a deployable system to lift and collect the cable during mission execution. The prototyping, development, and testing phase is reported with the subsystems integrated into a standard 1U mechanical structure. The experiment was conducted through a stratospheric balloon flight, whose data indicated the generation of 1.3 V/m at altitudes close to 12 km.

Keywords—CubeSats, electrostatic potential, small satellites, stratospheric balloon.

I. INTRODUÇÃO

Pequenos satélites permitem propor soluções viáveis em exploração espacial e realização de missões educacionais, de sensoriamento remoto, de defesa, ou por mérito científico [1]–[4]. Recentemente, o lançamento de pequenos satélites se intensificou devido à redução de custos no processo de fabricação e à possibilidade de envio de várias unidades utilizando um mesmo veículo lançador [4], [5]. Uma consequência direta desse avanço é a utilização de cubo satélites (CubeSats) para realizar diversos tipos de missão [6], [7]. Os CubeSats representam uma classe de pequenos satélites caracterizados por apresentar *form factor* 1U (10cm de aresta) e peso limitado a 1kg [1], [8]. Durante o ciclo de vida de um CubeSat, alguns fatores são observados referentes ao controle de atitude, suprimento de energia e processo de descarte.

Diego A. Coutinho, Matheus R. Torres, Guilherme P. Aquino e Evandro C. Vilas Boas, Laboratório de Segurança Cibernética e Internet das Coisas (CS&I Lab.) e Centro de Segurança Cibernética do Inatel (CxSC Telecom), Instituto Nacional de Telecomunicações - Inatel, Santa Rita do Sapucaí - MG, e-mail: {diego.coutinho, matheus.r, guilhermeaquino, evandro.cesar}@inatel.br. Este trabalho foi parcialmente financiado pela Fundação de Amparo à Pesquisa do Estado de Minas Gerais (Fapemig), Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico (CNPq), Laboratório CS&I e Centro de Segurança Cibernética do Inatel (CxSC Telecom).

O controle orbital oferece a possibilidade de um controle de atitude ativo para os CubeSats em órbita e permite evitar colisões com objetos ou perda de comunicação com a estação terrena através de manobras [9]. A geração de energia é fundamental para a operação dos subsistemas, que dependem da captura de radiação solar pelos painéis fotovoltaicos [10]. Em geral, os pequenos satélites apresentam restrições no suprimento de energia devido às limitações de volume destinado à alocação de baterias, inviabilizando missões que dependem de componentes com alto consumo elétrico [11]. O processo de descarte permite reduzir o número de objetos artificiais em órbita com potencial para causar danos aos satélites operacionais ou à superfície terrestre [12].

Cabos eletrodinâmicos podem auxiliar na solução desses fatores [13], [14]. Os cabos eletrodinâmicos consistem em um fio condutor longo e fino que pode ser estendido a partir de um CubeSat para gerar energia elétrica ao interagir com o campo magnético e potencial eletrostático da atmosfera. O movimento do cabo em relação ao campo magnético da Terra provoca a excitação de corrente elétrica em sua extensão, que pode ser usada para diversos fins. Por exemplo, o cabo pode atuar como um freio eletromagnético para alterar a velocidade e a altitude do CubeSat e facilitar o processo de desorbitação [13], [15], [16]. O cabo pode atuar como uma fonte de energia ao converter parte da energia cinética do CubeSat em energia elétrica para recarga de baterias ou uso pelos sistemas embarcados [14]. Além disso, o cabo pode servir como um propulsor iônico ao emitir partículas carregadas e gerar uma força contrária ao movimento do CubeSat para viabilizar manobras orbitais sem consumo de recursos elétricos [14].

Missões envolvendo CubeSats demonstraram o uso de cabos eletrodinâmicos para propulsão sem consumo dos recursos elétricos de bordo e para sair da órbita baixa da Terra em menor tempo [17]. No entanto, ainda há desafios técnicos e científicos a serem superados, como o controle do movimento do cabo, a medição precisa da corrente elétrica induzida, os efeitos do plasma ionosférico e as perturbações ambientais. Portanto, propõe-se o desenvolvimento de uma prova de conceito de um CubeSat com a missão de operar um cabo eletrodinâmico para estudar a viabilidade de uso de cabos eletrodinâmicos para geração de energia elétrica e análise dos efeitos de interação entre o cabo e os campos eletrostáticos e magnéticos do planeta [17], [18].

O CubeSat apresentado neste trabalho foi desenvolvido com base nas diretrizes do edital da 2ª Olimpíada Brasileira de

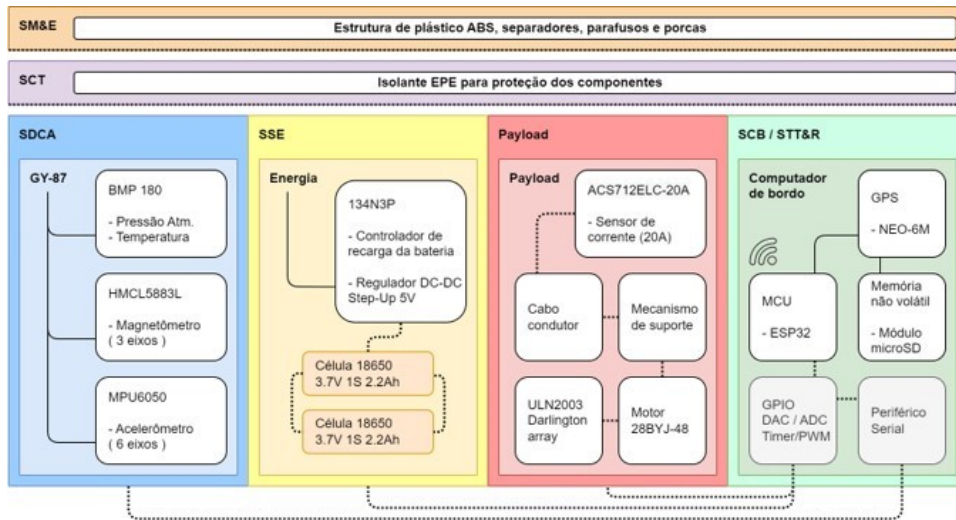


Fig. 1. Subsistemas que compõem o CubeSat, com indicação dos componentes (sensores, atuadores e módulos) que formam cada subsistema.

Satélites do MCTI (2ª OBSAT). O protótipo foi selecionado para lançamento em balão estratosférico com alcance de 22 km de altitude, permitindo a validação experimental da missão. O trabalho está estruturado em cinco seções. Na Seção II, apresentam-se os requisitos de projeto e os componentes que integram cada subsistema do CubeSat. A caracterização física, mecânica, magnética, térmica e de transmissão é discutida na Seção III. Na Seção IV, apresenta-se a validação experimental da missão em sonda estratosférica e os dados coletados. Conclusões e comentários finais encontram-se na Seção V.

II. REQUISITOS DE PROJETO E SUBSISTEMAS

Os requisitos de projeto e subsistemas foram definidos com base nas restrições do edital da 2ª OBSAT¹. A missão visa o estudo do uso de cabos eletrodinâmicos em CubeSats para geração de energia através de potencial eletrostático. Portanto, a carga útil foi implementada para comportar um mecanismo capaz de içar e recolher um cabo metálico, assim como medir o potencial elétrico induzido no fio. Esse sistema é controlado pelo subsistema de computação de bordo (SCB), que viabiliza a operação do satélite com o auxílio de outros subsistemas: telemetria, telecomando e rastreamento (STT&R); determinação de atitude (SDA); controle de temperatura (CT); suprimento de energia (SSE); e mecânica e estrutura (M&E).

O desenvolvimento do protótipo seguiu as restrições impostas pelo edital para viabilizar a operação da missão em um voo de sonda estratosférica. As restrições físicas limitam a massa do CubeSat em 450 g, definem o uso de materiais isolantes para controle de temperatura e a construção da estrutura com material termoplástico. Em relação aos subsistemas, o controle ativo de atitude não foi implementado devido à instalação do CubeSat em uma sonda estratosférica. Na Figura 1, apresenta-se a relação entre os subsistemas do CubeSat.

O subsistema de carga útil é responsável pela execução da missão, fornecendo os mecanismos para o lançamento e

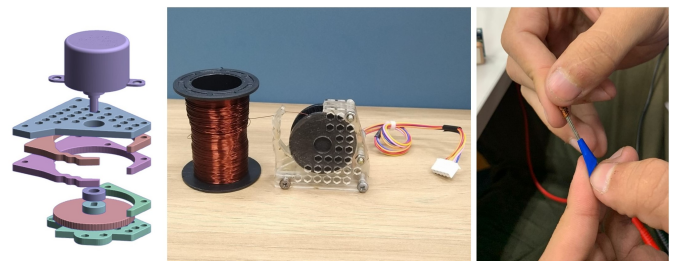


Fig. 2. Detalhamento da carga útil.

recolhimento de um cabo eletrodinâmico pelo CubeSat. Este subsistema é composto por quatro componentes principais: um motor de passo 28BYJ-48, uma estrutura mecânica, fios de cobre e um conjunto de agulhas, conforme visto na Figura 2. O motor de passo é acionado por um driver UIN2003, permitindo a manipulação do cabo eletrodinâmico, que consiste em um fio de cobre esmaltado AWG-30, com diâmetro de 0,2546 mm. A estrutura mecânica é feita de placas de acrílico, proporcionando resistência mecânica ao sistema. Essa estrutura aloja o motor e facilita a integração ao CubeSat. O conjunto de agulhas coleta cargas elétricas atmosféricas, transferindo-as para o fio de cobre e gerando corrente elétrica. Esta corrente é mensurada pelo módulo sensor de corrente ACS712ELC-20A. O fio de cobre, disposto verticalmente entre as agulhas, gera energia elétrica ao mover-se pelo campo magnético e pelo potencial elétrico atmosférico, por meio das forças de Lorentz.

O SCB gerencia as comunicações, processa comandos, opera outros subsistemas e monitora a integridade dos equipamentos. Nesta missão, o SCB também controla o motor de passo. O SCB é implementado usando um microcontrolador ESP-32 integrado com um cartão SD externo para armazenamento de dados através de um módulo de leitura e escrita. A programação do microcontrolador foi desenvolvida em C++, cuja lógica inclui processo de inicialização e validação dos subsistemas, rotinas de gerenciamento de energia, eventos de

¹<https://github.com/OBSAT-MCTI/OBSAT-MCTI/tree/main/editais>

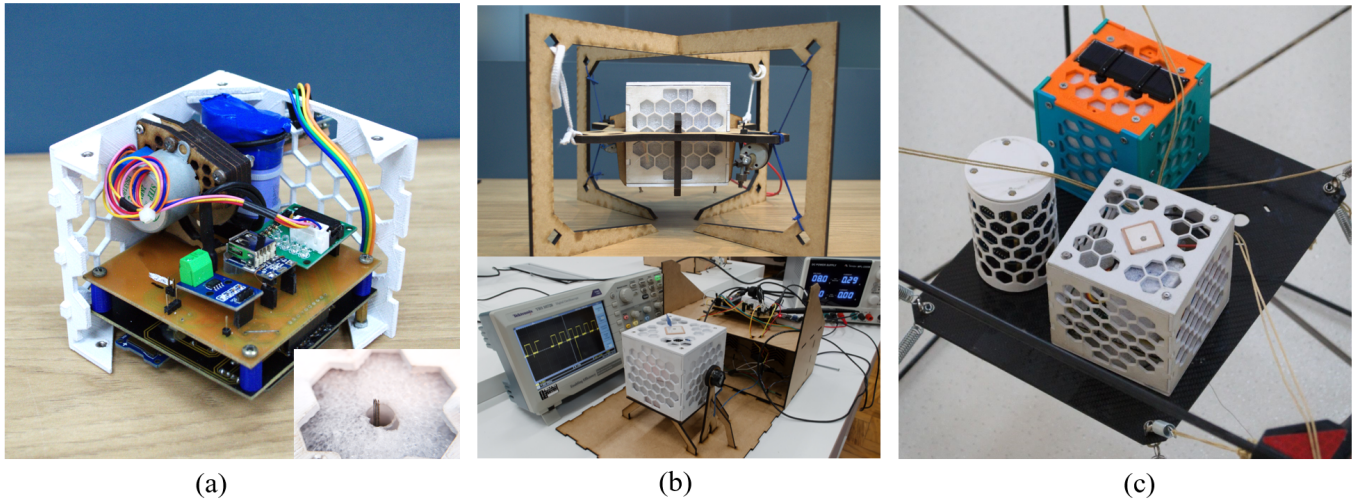


Fig. 3. (a) Estrutura mecânica do CubeSat com todos os componentes integrados e detalhes da abertura para lançamento do fio de cobre (b) CubeSat em teste de robustez mecânica e eletromagnética, (c) CubeSat fixado na sonda estratosférica para validação experimental.

leitura, transmissão, ativação de carga útil e registro de dados.

O STT&R possibilita a comunicação entre o CubeSat e a estação terrestre, transmitindo dados da missão e informações sobre a bateria, temperatura, giroscópio e acelerômetro a cada quatro minutos. Seguindo o edital para validação em lançamento em sonda estratosférica, a conectividade Wi-Fi do microcontrolador ESP-32 do SCB foi utilizada. Além disso, um módulo GPS NEO-6M foi empregado para sincronização e obtenção de dados de longitude e latitude, permitindo o rastreamento do CubeSat.

O SDA é baseado em sensores inerciais, incluindo um acelerômetro e giroscópio (modelo MPU6050) e um magnetômetro (modelo HMCL5883L). Estes estão integrados ao módulo GY-87, que também fornece medições de temperatura, pressão e altitude através do sensor BMP180. O subsistema de ciclagem térmica monitora e equilibra a temperatura interna do CubeSat, assegurando a operação adequada dos componentes eletrônicos. O controle térmico foi implementado passivamente, utilizando espuma de polietileno expandida (EPE) como isolante. Este material minimiza as variações de temperatura durante os ciclos de aquecimento e resfriamento, cumprindo os requisitos da missão [1].

O SSE fornece energia para todos os subsistemas do CubeSat, utilizando duas células de bateria de Lítio-ion, modelo 18650 de 3,7 V, e um módulo regulador de tensão, modelo 134N3P. O SSE também inclui periféricos essenciais, como cabos, barramentos, componentes de proteção e chaves de ativação, integrados em uma placa de circuito impresso (PCI). A operação e controle do SSE são realizados pelo microcontrolador ESP-32. A mecânica e estrutura aloja os subsistemas e assegura proteção durante a missão, resistindo aos esforços mecânicos do lançamento e operação.

Os componentes, sensores e atuadores foram integrados ao microcontrolador ESP-32 através de PCIs modulares e conectadas por barramentos para oferecer modularidade. A integração final é apresentada na Figura 3(a) com detalhe para a abertura inferior por onde o fio de cobre é içado.

III. CARACTERIZAÇÃO DO PROTÓTIPO

Nessa seção, discutem-se os testes que visam caracterizar e validar a operação do protótipo mediante sua estrutura física, robustez mecânica, robustez eletrônica e magnética, robustez térmica, captura, armazenamento e transmissão de dados. Esses testes habilitam o satélite para voo em sonda estratosférica.

A caracterização física é feita mensurando a massa da estrutura final do CubeSat e aferindo as medidas de arestas. Observou-se que o CubeSat atendeu às restrições de massa com 447,72 g, assim como as arestas da estrutura ficaram dentro do limite de 10 cm. A robustez mecânica do CubeSat é validada usando um *shaker* (Figura 3(b)), que induz vibrações na estrutura entre 500 e 1500 Hz, controlando a corrente elétrica nos motores. Logo, o CubeSat deve permanecer no *shaker* por 10 minutos e coletar dados de acelerômetro e giroscópio. Ao fim do período de observação, a estrutura do CubeSat foi inspecionada, não apresentando danos nas conexões físicas ou eletrônicas.

Os testes de robustez eletrônica e magnética são realizados em uma câmara (Figura 3(b)) projetada para expor o CubeSat a campos magnéticos em três eixos. A câmara possui um suporte para o CubeSat e bases móveis para eletroímãs, permitindo a geração de campos direcionados. A intensidade do campo é controlada externamente. Os eletroímãs são excitados por um sinal de corrente quadrada com um ciclo ativo de 50% em todos os eixos, emitindo campos magnéticos de 5 μT . Durante um período de 10 minutos, o CubeSat deve operar e registrar as variações de campo por meio de um magnetômetro, permitindo validar a operação na presença de campos magnéticos de baixa intensidade.

Durante o lançamento em balão estratosférico, o CubeSat é exposto a baixas temperaturas. Portanto, a robustez térmica é verificada utilizando um refrigerador para simular estas condições durante 60 minutos. O CubeSat, energizado, é colocado no refrigerador e transmite dados de temperatura sob duas condições: sem isolamento e com espuma EPE preenchendo

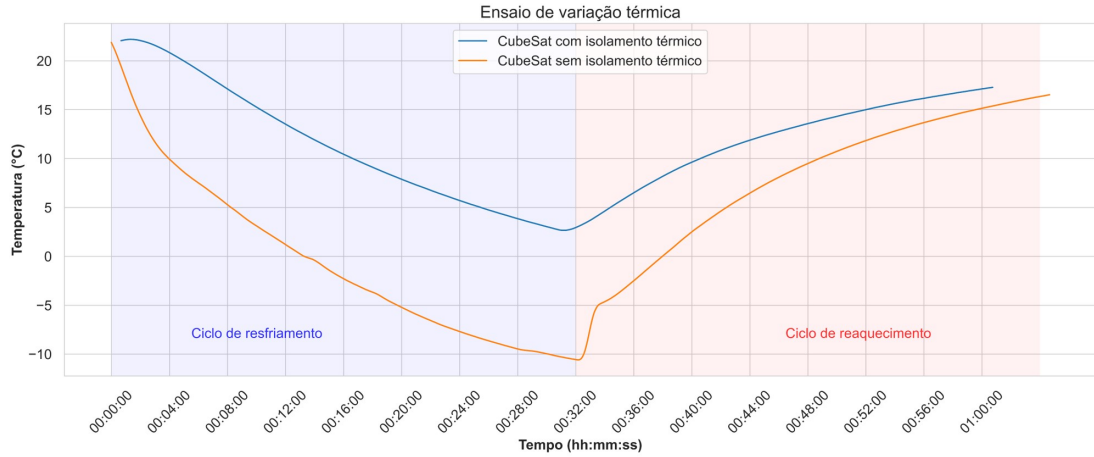


Fig. 4. Valores de temperatura coletados durante a validação do teste de robustez térmica.

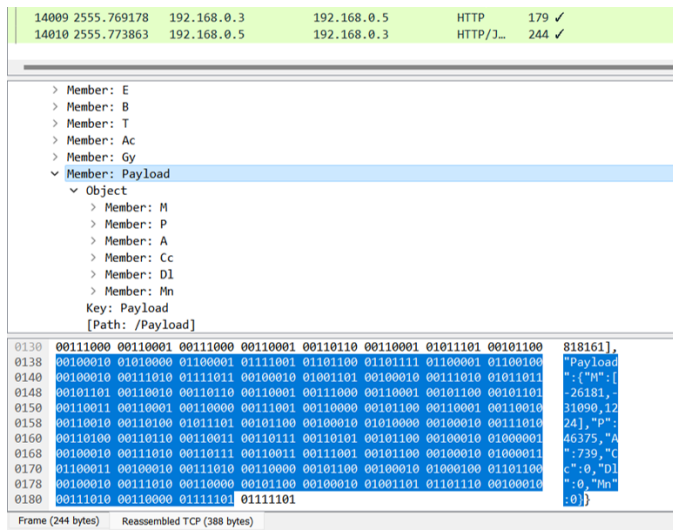


Fig. 5. Captura de pacote para validação do subsistema STT&R.

os espaços internos. As curvas de temperatura para ambas as condições são apresentadas na Figura 4. Sem isolamento, as temperaturas mínimas atingem -10°C , enquanto a espuma EPE retarda o resfriamento em cerca de 10°C . Estes resultados indicam que o CubeSat pode operar a -10°C e que a espuma EPE proporciona uma margem de segurança para operação em torno de -20°C .

A coleta de dados de telemetria e missão é realizada por um servidor HTTP local, usado para capturar e processar os dados obtidos durante os testes de robustez. Para confirmar a transmissão de dados, a ferramenta Wireshark é utilizada para interceptar os pacotes transmitidos pela rede Wi-Fi local, que simula o ponto de acesso Wi-Fi da sonda estratosférica. Como a comunicação não possui camada de segurança, o Wireshark pode decodificar o pacote e exibir o conteúdo do payload, como mostrado na Figura 5. Este experimento simula a comunicação entre o CubeSat e o ponto de acesso Wi-Fi da sonda estratosférica. Para validar a transmissão de dados, um servidor HTTP local recebe e verifica o formato correto de envio, confirmando o formato solicitado no edital.

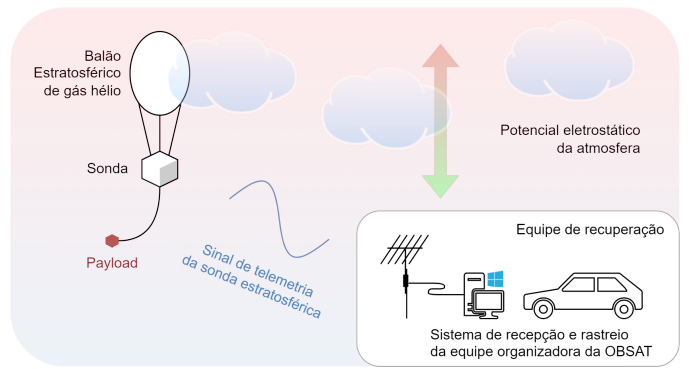


Fig. 6. Diagrama operacional da missão Lorentz's Cage.

IV. VOO EM BALÃO ESTRATOSFÉRICOS E RESULTADOS

A execução experimental da missão considerou o voo em sonda estratosférica, conforme apresentado na Figura 6. Embora as forças de Lorentz tenham pouca influência na indução de corrente no cabo eletrodinâmico devido à velocidade relativamente baixa do balão, a indução de carga por potencial eletrostático ocorre devido ao potencial atmosférico e às cargas nas nuvens [19]. A missão, portanto, foca na indução dessas cargas eletrostáticas, visando validar a capacidade do sistema em detectar, mensurar as cargas e suportar o potencial elétrico em seus sistemas eletrônicos.

O lançamento da sonda é feito através de um balão de gás hélio que alcança altitudes de aproximadamente 22 km. Nessa altura, o balão se rompe e a sonda retorna ao solo, permitindo o resgate da estrutura devido ao sistema de rastreamento acoplado à sonda pela equipe organizadora da OBSAT. Na Figura 3(c), mostra-se o CubeSat fixado à sonda para soltura. Para garantir a segurança da sonda, a organização do evento solicitou o desligamento do atuador dos cabos eletrodinâmicos antes do voo. Porém, permitiu a extensão do cabo em 60 cm para viabilizar a missão.

O voo ocorreu no dia 17 de novembro de 2023, partindo do campus do Instituto Nacional de Telecomunicações (Inatel) às 10h 50m da manhã. Com duração de aproximadamente duas horas, o voo atingiu uma altitude de cerca de 22 km

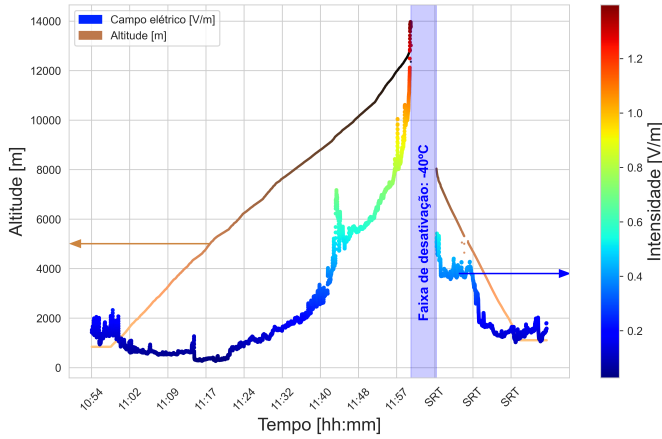


Fig. 7. Gráfico da intensidade do campo elétrico ao longo do tempo, com referência de altitude.

e aterrissou a uma distância de aproximadamente 28,5 km do local de lançamento, na zona rural da cidade de Pedralva, em Minas Gerais. Os sensores do CubeSat coletaram dados de voo e de missão, transmitindo ao ponto de conexão com a sonda e também armazenando na memória do SCB.

A análise dos dados demonstrou que o CubeSat registrou temperaturas inferiores a -40°C por volta de 12 km de altitude, conforme indicado pelo sensor BMP180. Nesta faixa de temperatura, o computador de bordo desativou o processador para evitar danos aos sistemas eletrônicos. Durante a queda, a temperatura se estabilizou e o CubeSat retomou a coleta de dados. Dessa forma, a intensidade de campo elétrico registrada pelo CubeSat é vista na Figura 7 com uma janela de interrupção devido às questões de resfriamento do CubeSat.

O eixo das abscissas representa o tempo em horas e minutos. Nota-se que a reinicialização do processador do SCB levou o subsistema a perder a referência de tempo, sendo indicado pela sigla STR (sem referência de tempo). Na Figura 7, projeta-se no eixo das ordenadas a altitude, em metros, e a intensidade de campo registrada em V/m. Bem como, indica-se a janela em que o SCB não registrou dados devido à queda brusca de temperatura. Os dados coletados demonstram a viabilidade da missão em utilizar cabos eletrodinâmicos para gerar energia, sendo observada uma intensidade do campo elétrico da ordem de 1,3 V/m em uma altitude de cerca de 12 km.

V. CONCLUSÃO

Esse trabalho apresentou o desenvolvimento de uma missão para estudo do uso de cabos eletrodinâmicos em CubeSats para geração de energia através de potencial eletrostático, com validação por meio de um voo em sonda estratosférica. O CubeSat foi desenvolvido dentro dos requisitos e restrições da 2ª OBSAT, caracterizado em relação a sua estrutura física, robustez mecânica, robustez eletrônica e magnética, robustez térmica, captura, armazenamento e transmissão de dados. Posteriormente, fez-se o lançamento do protótipo em sonda estratosférica via balão de hélio e demonstrou-se a geração de potencial elétrico mensurando a intensidade campo gerado no fio de cobre utilizado como cabo. Os dados capturados mostraram que em cerca de 12 km de altitude foi registrado

uma intensidade de campo de 1,3 V/m. Ressalta-se que esse trabalho considerou as condições de lançamento em uma sonda estratosférica para a construção do CubeSat e validação da missão, enquanto condições espaciais reais devem ser consideradas para a construção de um CubeSat para lançamento orbital.

REFERÊNCIAS

- [1] D. A. Coutinho, P. L. S. Paulino, A. A. d. Conceição, S. F. Vilela, G. P. Aquino, A. A. Ferreira Junior, and E. C. V. Boas, "Design, prototyping and stratospheric launch of cubesats for university competition," *Journal of Aerospace Technology and Management*, vol. 15, p. e0623, 2023.
- [2] M. Swartwout, "The first one hundred cubesats: A statistical look," *Journal of small Satellites*, vol. 2, no. 2, pp. 213–233, 2013.
- [3] D. A. Coutinho, S. F. Vilela, A. A. Conceição, P. L. Paulino, G. P. Aquino, A. A. Junior, and E. C. V. Boas, "Desenvolvimento de um cubesat para mapeamento de radiação gama em órbita baixa," in *XL Simpósio Brasileiro de Telecomunicações e Processamento de Sinais (SBRT 2022)*, 2022, pp. 01–05.
- [4] J. Straub, T. Villela, C. A. Costa, A. M. Brandão, F. T. Bueno, and R. Leonardi, "Towards the thousandth cubesat: A statistical overview," *International Journal of Aerospace Engineering*, vol. 2019, 2019.
- [5] K. V. C. K. de Souza, Y. Bouslimani, M. Ghribi, and T. Boutot, "On-board computer and testing platform for cubesat development," *IEEE Journal on Miniaturization for Air and Space Systems*, vol. 4, no. 2, pp. 199–211, 2023.
- [6] H. Heidt, J. Puig-Suari, A. Moore, S. Nakasuka, and R. Twigg, "Cubesat: A new generation of picosatellite for education and industry low-cost space experimentation," *Small Satellite Conference*, 2000.
- [7] D. A. Coutinho, A. A. da Conceição, A. A. F. Junior, and E. C. V. Boas, "A fast centroiding algorithm for digital sun sensors for nanosatellite applications," *IEEE Sensors Letters*, vol. 6, no. 4, pp. 1–4, 2022.
- [8] C. Nieto-Peroy and M. R. Emami, "Cubesat mission: From design to operation," *Applied Sciences*, vol. 9, no. 15, 2019.
- [9] I. Levchenko, K. Bazaka, Y. Ding, Y. Raitses, S. Mazouffre, T. Henning, P. J. Klar, S. Shinohara, J. Schein, L. Garrigues, M. Kim, D. Lev, F. Tacogna, R. W. Boswell, C. Charles, H. Koizumi, Y. Shen, C. Scharlemann, M. Keidar, and S. Xu, "Space micropropulsion systems for cubesats and small satellites: From proximate targets to furthestmost frontiers," *Applied Physics Reviews*, vol. 5, no. 1, p. 011104, 2018.
- [10] A. Edpuganti, V. Khadkikar, H. H. Zeineldin, M. S. Elmourisi, and M. A. Hosani, "Comparison study of electric power system architectures for cubesat," *2020 IEEE International Conference on Power Electronics, Smart Grid and Renewable Energy (PESGRE2020)*, pp. 1–6, 2020.
- [11] A. Edpuganti, V. Khadkikar, M. S. E. Moursi, H. Zeineldin, N. Al-Sayari, and K. Al Hosani, "A comprehensive review on cubesat electrical power system architectures," *IEEE Transactions on Power Electronics*, vol. 37, no. 3, pp. 3161–3177, 2022.
- [12] K. Abercromby and C. Ostrom, "20 - cubesats and orbital debris," in *Cubesat Handbook*, C. Cappelletti, S. Battistini, and B. K. Malphrus, Eds. Academic Press, 2021, pp. 379–387.
- [13] R. Zhong and Z. H. Zhu, "Optimal control of nanosatellite fast deorbit using electrodynamic tether," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 37, no. 4, pp. 1182–1194, 2014.
- [14] J. D. Williams, J. R. Sanmartin, and L. P. Rand, "Low work-function coating for an entirely propellantless bare electrodynamic tether," *IEEE Transactions on Plasma Science*, vol. 40, no. 5, pp. 1441–1445, 2012.
- [15] S. G. Tragesser and H. San, "Orbital maneuvering with electrodynamic tethers," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 26, no. 5, pp. 805–810, 2003.
- [16] Y. Ishige, S. Kawamoto, and S. Kibe, "Study on electrodynamic tether system for space debris removal," *Acta Astronautica*, vol. 55, no. 11, pp. 917–929, 2004.
- [17] "Sounding rocket experiment of bare electrodynamic tether system," *Acta Astronautica*, vol. 64, no. 2, pp. 313–324, 2009.
- [18] J. R. Sanmartin, E. C. Lorenzini, and M. Martinez-Sanchez, "Electrodynamic tether applications and constraints," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 47, no. 3, pp. 442–456, 2010.
- [19] S. Grzybowski, T. Disyadej, and S. Mallick, "Effectiveness of lightning protection devices," in *2008 International Conference on High Voltage Engineering and Application*, 2008, pp. 49–52.