

Desenvolvimento de um CubeSat para Mapeamento de Radiação Gama em Órbita Baixa

Diego A. Coutinho, Sthefany F. Vilela, Arielli A. Conceição, Pedro L. S Paulino, Guilherme P. Aquino, Antonio A. F. Junior e Evandro C. Vilas Boas

Resumo—Esse trabalho apresenta o desenvolvimento de um pequeno satélite do tipo CubeSat padrão 1U para missão de sensoriamento e mapeamento dos níveis de potência de radiação gama em órbita baixa. Objetiva-se a captura dos dados em diferentes posições dentro da órbita do satélite para a construção de um mapa de calor. Relata-se a fase de prototipação, desenvolvimento e testes com os subsistemas integrados em uma estrutura mecânica em padrão 1U. Realizou-se a caracterização física, mecânica, magnética, térmica e de transmissão como forma de avaliar o desempenho do protótipo final, sendo os resultados satisfatórios com as condições de testes.

Palavras-Chave—CubeSat universitários, pequenos satélites, órbita baixa, radiação gama.

Abstract—This work presents the development of a 1U CubeSat for sensing and mapping the gamma radiation power levels in low orbit. The CubeSat is dedicated to capture data at different positions within the satellites orbit to construct a heatmap. The prototyping, development, and testing phase is reported with the subsystems integrated into a mechanical structure in a 1U standard structure. Physical, mechanical, magnetic, thermal, and transmission characterization were carried out to evaluate the prototypes performance, with satisfactory results related to the test conditions.

Keywords—CubeSats, gama radiation, low earth orbit, small satellites.

I. INTRODUÇÃO

A radiação de alta energia como a radiação alfa, raios cósmicos, raios gama e neutrinos podem causar danos em componentes eletrônicos. Como resultado, sistemas importantes de satélites e cápsulas espaciais são danificados quando submetidos à longos períodos de exposição [1]. Em órbita, a maior fonte de radiação é proveniente do Sol, cujas emissões de prótons e partículas de ferro carregadas de radiação gama atravessam a matéria de forma violenta obliterando aparelhos eletrônicos, danificando sensores, corrompendo memórias e causando falhas em sistemas de bordo de forma a reduzir abruptamente a vida útil dos satélites [2]. Portanto, para estender a duração dos sistemas em órbita, principalmente em missões longas, é necessário realizar testes e desenvolver sistemas robustos de proteção contra a radiação [3].

Diego A. Coutinho, Sthefany F. Vilela, Arielli A. Conceição, Pedro L. S Paulino, Guilherme P. Aquino, Antonio A. F. Junior e Evandro C. Vilas Boas, Laboratório de Segurança Cibernética e Internet das Coisas (CS&I Lab.), Instituto Nacional de Telecomunicações - Inatel, Santa Rita do Sapucaí - MG, e-mail: diego.anestor@gec.inatel.br, sthefany.farias@gel.inatel.br, arielli.a@get.inatel.br, pedro.pl@get.inatel.br, guilhermeaquino@inatel.br, antonioa@inatel.br, evandro.cesar@inatel.br. Este trabalho foi parcialmente financiado pelo Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico (CNPq) em conjunto com o Laboratório CS&I e Centro de Segurança Cibernética do Inatel (CxSC Telecom) com suporte da empresa Huawei.

Recentemente, verifica-se um aumento no lançamento de pequenos satélites comerciais para a formação de constelações de órbita baixa (*Low Earth Orbit*, LEO) [4]. Logo, otimizam-se os estágios de fabricação, testes, montagem e lançamento para atender a demanda. Concomitante, experimenta-se um maior interesse no desenvolvimento de pequenos satélites por pesquisadores e times de competição universitários motivados pelo aquecimento do mercado e competições correlatas [5]. Dessa forma, deve-se prover o acesso fácil às informações relevantes para tomada de decisões em projetos. Por exemplo, dados de níveis de radiação para definição da abordagem antirradiação a ser utilizada em uma missão, considerando as restrições de construção do satélite. Todavia, pesquisadores e times de competição universitários não possuem acesso aos equipamentos e às instalações para testes precisos. A única forma de desenvolver sistemas que reduzam os efeitos da radiação é por meio do uso de dados fornecidos por missões que mapeiam a radiação iônica em diferentes órbitas [6].

Existem missões dedicadas ao monitoramento do amplo espectro de radiação [7]. Entretanto, há poucos bancos de dados contendo informações atualizadas e disponíveis em domínio público para que pesquisadores e times de competição possam utilizá-las na definição dos mecanismos de proteção contra radiações. Além disso, a maioria das missões relacionadas à área tem por objetivo o estudo e validação tecnológica de componentes e sistemas sob efeito da emissão de radiação, cujos os dados disponibilizados são resultados finais de pesquisa.

Nesse contexto, propõe-se o desenvolvimento de um pequeno satélite CubeSat padrão 1U para sensoriamento e mapeamento dos níveis de radiação gama em órbita baixa. Visa-se obter um mapa de calor por meio da coleta de níveis de potência de radiação gama na órbita do satélite, relacionando-os a sua respectiva posição de coleta (latitude, longitude e altitude). Posteriormente, objetiva-se disponibilizar os dados em um banco de domínio público para que pesquisadores e times de competição universitários possam empregá-los em estudos e pesquisas voltados à melhoria dos sistemas de proteção e desenvolvimento de novas tecnologias contra os efeitos da radiação gama nos sistemas espaciais.

O CubeSat apresentado nesse trabalho foi desenvolvido com base nos requisitos de projeto definidos na 1ª Olimpíada Brasileira de Satélites do MCTI (1ª OBSAT), sendo selecionado para a fase final de lançamento em balão estratosférico à 35 km de altitude. Estruturou-se o trabalho em cinco seções. Na Seção II, discutem-se os requisitos de projeto e os subsistemas inclusos no desenvolvimento do CubeSat. Apresenta-se a estrutura final e a integração dos componentes de cada

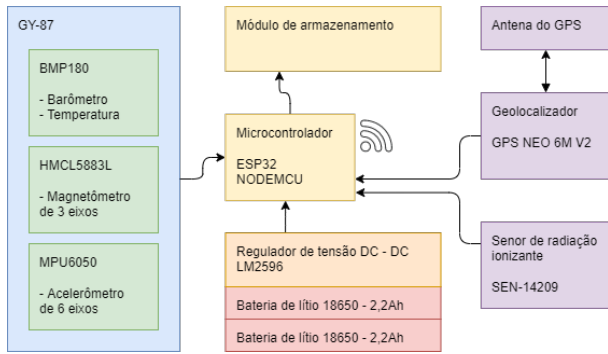


Fig. 1. Diagrama relacional de blocos do CubeSat.

subsistema na Seção III. Discorre-se sobre a caracterização física, mecânica, magnética, térmica e de transmissão na Seção IV. Conclusões e comentários finais encontram-se na Seção V.

II. REQUISITOS DE PROJETO E SUBSISTEMAS

A estrutura de um satélite é composta por um conjunto de subsistemas integrados para dar suporte a missão. Cada subsistema possui funções específicas e essenciais a operação do satélite em órbita, independente do seu tamanho. De modo geral, têm-se os subsistemas de carga útil; computação de bordo; telemetria, telecomando e rastreamento; determinação e controle de atitude; suprimento de energia; controle térmico; estrutura e mecânica; e propulsão. O subsistema de carga útil refere-se àquele que permite a realização da missão ou objetivo do satélite em órbita e, portanto, apresenta variações em sua construção de acordo com a aplicação. Por outro lado, os demais subsistemas são similares com alterações no nível de complexidade quando comparam-se implementações em satélites de tamanhos distintos.

O CubeSat proposto nesse trabalho visa atender aos requisitos de projeto da 1ª OBSAT, que infere o lançamento da estrutura em balão estratosférico à uma altitude de 35km da superfície terrestre. Logo, eliminou-se a necessidade do subsistema de propulsão e incluíram-se simplificações parciais em alguns subsistemas [8]. A comunicação com a estação terrena deve ser realizada por meio de um ponto de acesso (*access point*, AP) disponibilizado na plataforma de lançamento. Na Figura 1, demonstra-se o diagrama relacional de blocos do CubeSat, destacando os principais componentes de cada subsistema. Nessa seção, discute-se o desenvolvimento dos subsistemas para atender aos requisitos de projeto.

A. Subsistema de Carga Útil

O subsistema de carga útil deve ser capaz de prover medições dos níveis de potência de irradiação gama dentro da órbita do satélite em missão, assim como as suas coordenadas para geração dos mapas de calor. Esse subsistema integra um módulo para detecção de níveis de irradiação, um módulo para determinação de medidas de latitude, longitude e altitude e um microcontrolador para processamento de dados, sendo utilizado o NodeMCU. Selecionou-se o módulo SEN-14209 formado por um sensor de partículas ionizantes de alta energia,

um circuito de medição de pulsos e um circuito elétrico de baixa potência integrados em uma placa de circuito impresso (PCI). Esse módulo captura pulsos elétricos que correspondem a radiação gama com níveis de energia entre 2KeV e 30KeV atravessando a superfície do sensor. O microcontrolador processa esses pulsos para determinar os níveis de potência (P , em becquerel (Bq)) por meio da relação entre a quantidade (q) de pulsos capturados em um intervalo de tempo (t):

$$P = \frac{1}{t} \sum_{i=1}^t q_i [Bq] \quad (1)$$

Para obter o posicionamento do satélite, empregou-se o módulo GPS NEO-6M, que obtém as coordenadas de posição dos satélites de GPS. Posteriormente, o subsistema de computação de bordo processa os dados para obter as coordenadas do CubeSat referente ao local de extração das medidas.

B. Subsistema de Computador de Bordo

O subsistema de computação de bordo tem como função operar e integrar os demais subsistemas. Viabiliza a missão desempenhando a leitura, processamento e armazenamento de dados, monitoramento dos módulos e componentes e gerenciamento de comunicações com o AP WiFi disponibilizado no balão estratosférico. Para o projeto, o sistema de computação de bordo compõem-se de um microcontrolador NodeMCU com armazenamento de dados em um módulo de cartão de memória micro SD.

Desenvolveram-se os códigos necessários para execução das atividades do subsistema de computação de bordo em linguagem C++. Embarcou-se o código final na placa NodeMCU, cujas funções são: leitura e processamento de dados do sensor de radiação gama, leitura e processamento de dados do módulo GPS, leitura e processamento de dados do módulo GY-87, conexão com o servidor HTTP via WiFi, envio de dados via WiFi para o AP da plataforma de lançamento, monitoramento dos níveis de bateria, e armazenamento de dados em cartão de memória.

C. Subsistema de Telemetria, Telecomando e Rastreamento

O subsistema de telemetria, telecomando e rastreamento é composto pelos elementos necessários para envio de dados coletados pela carga útil para a estação terrena. Ademais, dados relevantes oriundos de outros subsistemas também são transmitidos por esse sistema. Devido às especificações apresentadas pela organização da 1ª OBSAT, esse subsistema corresponde ao módulo WiFi ESP32 integrado à placa NodeMCU e necessário para estabelecer conectividade com o AP presente na sonda estratosférica. Dessa forma, o microcontrolador trata os dados coletados e os disponibiliza no formato JSON (*JavaScript Object Notation*) em pacotes de até 90 bytes para envio por meio de requisições HTTP.

D. Subsistema de Determinação e Controle de Atitude

O subsistema de determinação e controle de atitude é responsável por determinar a orientação do CubeSat utilizando dados de vários sensores para manter o satélite estabilizado e

realizar a correção de apontamento pelo conjunto de atuadores [9], [10]. Dentro do escopo de projeto, incluiu parcialmente esse subsistema considerando apenas os sensores inerciais e não inerciais para coleta de dados de estado do CubeSat durante o voo, atendendo aos requisitos de projeto. Definiram-se quatro sensores para compor o sistema sensorial: o giroscópio, o acelerômetro de 6 eixos, o sensor de pressão atmosférica e o termômetro de alta precisão. Encontram-se esses sensores integrados no módulo GY-87 possibilitando a obtenção de uma estimativa precisa da atitude relativa do CubeSat durante a missão. Os dados provenientes do módulo GY-87 são direcionados ao microcontrolador do sistema de computação de bordo, que determina os ângulos que descrevem o posicionamento do satélite, armazenando-os no cartão de memória inserido no módulo micro SD.

E. Subsistema de Suprimento de Energia

O subsistema de suprimento de energia tem como função garantir a correta alimentação dos subsistemas do CubeSat durante a missão. Para o projeto do CubeSat, utilizaram-se duas baterias de Lítio (modelo 18650) associadas em série e um conversor de tensão (modelo LM 2596). A célula de carga tem capacidade de 2200mAh para suprir a energia dos componentes durante a missão, enquanto o conversor de tensão permite converter uma tensão DC (*Direct Current*) alta para uma tensão DC de valor inferior. A introdução do conversor é necessária devido à diferença entre a tensão de alimentação dos módulos dos demais subsistemas, entre 3,3 e 5V, e ao valor de tensão provido pela operação paralela das baterias de Lítio, valor máximo de 8,4V. Optou-se por não utilizar módulos de proteção nas baterias, pois programou-se o microcontrolador para monitorar os níveis de tensão da bateria e realizar o gerenciamento de consumo, a fim de evitar danos na célula de carga devido à baixa tensão.

F. Subsistema de Controle Térmico

O subsistema de Controle Térmico tem como funções monitorar e controlar as temperaturas internas do satélite, garantindo que os componentes mecânicos, elétricos e eletrônicos operem dentro das faixas de temperaturas indicadas, a fim de alcançar um bom funcionamento. Dessa forma, considera-se que o subsistema atue de forma ativa no controle térmico. Contudo, o projeto do CubeSat emprega materiais isolantes térmicos para proteger componentes sensíveis contra as variações extremas de temperatura. Optou-se por componentes passivos pela simplicidade e robustez, visto que componentes ativos introduzem gasto energético e maior complexidade ao projeto. Portanto, utilizou-se o material isolante conhecido como Espuma EPE aplicado as baterias e espaços vazios dentro do CubeSat.

G. Estrutura e mecânica

Para alojar os subsistemas, projetou-se a estrutura mecânica do CubeSat por meio do programa de CAD (*Computer Aided Design*) Blender 3D. Implementou-se a estrutura por meio de impressão 3D utilizando filamento ABS (Acrilonitrila Butadieno Estireno) de forma a obter robustez, estabilização contra

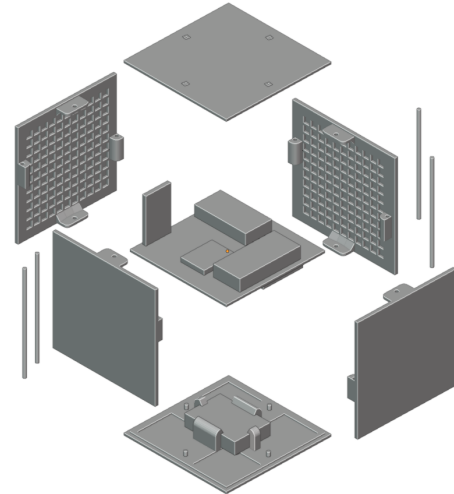


Fig. 2. Visão expandida do layout estrutural do CubeSat.

vibrações e impactos, modularidade, e proteção térmica para os componentes internos. Para auxiliar na resistência contra impactos e vibrações, optou-se pelo uso de extrusões cúbicas de 2 mm nas faces laterais do CubeSat com uma base coberta de apenas 1 mm, conforme visto na Figura 2.

III. INTEGRAÇÃO E CARACTERIZAÇÃO

Integraram-se os componentes dos subsistemas mencionados na Seção II em uma PCI e alojaram-na em uma estrutura mecânica padrão para CubeSat 1U, conforme visto na Figura 3. Verifica-se o CubeSat em sua visão externa totalmente montado. Além disso, visualiza-se a estrutura parcialmente montada, evidenciando os componentes de cada subsistema integrado e em funcionamento, comunicando-se com o servidor local implementado para testes.

Projetou-se o esquemático elétrico no programa EasyEDA, cujas faces superior e inferior da PCI são vistas na Figura 3. O microcontrolador provê dois conjuntos de pinos para comunicação serial com protocolo UART (*Universal asynchronous/synchronous receiver/transmitter*), dois conjuntos para comunicação com protocolo SPI (*Serial Peripheral Interface*), e um conjunto para comunicação com protocolo I²C (*Inter-Integrated Circuit*). Faz-se necessário apenas um conjunto UART e outro SPI para integração dos módulos. Logo, utilizaram-se dos pinos redundantes para introduzir uma segunda via de comunicação com os módulos e aplicar o conceito de redundância ao projeto. Por conseguinte, programaram-se as rotinas para selecionar a comunicação serial que será utilizada em um determinado instante. Dessa forma, pode-se alternar as vias de comunicação mediante a detecção de erros na comunicação, assim como contornar problemas relacionados as trilhas de cobre da PCI.

Estendeu-se essa abordagem para os pinos “SIG” do sensor de radiação SEN-14209 e para os resistores da bateria por meio de pinos com funções ADC para gerenciamento correto dos níveis de carga. Conectaram-se todos os componentes diretamente ao VCC, pino da saída do conversor. Pois, o regulador interno do microcontrolador não é capaz de suprir a

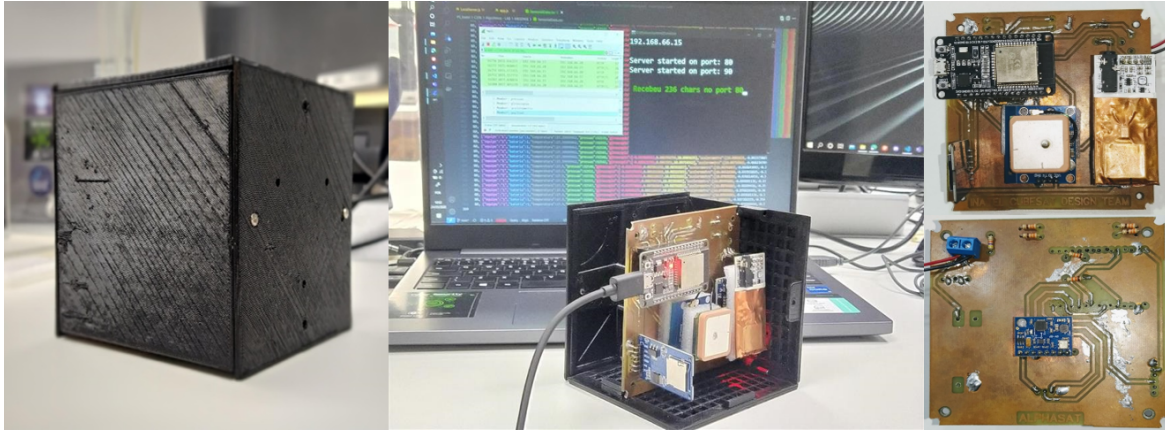


Fig. 3. Vista externa do CubeSat, com estrutura mecânica padrão 1U. Vista da estrutura parcialmente aberta e PCI com componentes do subsistema integrados.

corrente do sistema. Além do mais, alguns componentes necessitam de alimentação em 5V, sendo necessário a carga provida diretamente do amplificador de tensão DC-DC. Realizaram-se testes práticos para mensurar o consumo de energia do sistema em operação e transmitindo dados. Verificou-se consumo de 240mAh com o módulo GPS em atividade e 180mAh com o módulo GPS inativo. Apesar do consumo maior introduzido pelo módulo GPS, há adequação à vida útil da bateria.

Realizou-se a conexão entre as faces laterais por meio de hastes metálicas introduzidas em suportes laterais posicionados nas bordas das faces da estrutura, como indicado na Figura 2. O espaçamento entre os suportes laterais é de 2,5 mm de forma a permitir o fácil encaixe da PCI. Essa abordagem garantiu a fixação da PCI e a montagem da estrutura com apenas quatro pontos de fixação. Por fim, fez-se a conexão das tampas utilizando suportes de fixação individuais aos pontos de ligação laterais. Dessa forma, evita-se que a pressão mecânica nas laterais exceda o ponto de deformação plástica do material, em casos extremos, pela distribuição da força aplicada à estrutura para outros quatro pontos diferentes das laterais das faces.

IV. CARACTERIZAÇÃO, RESULTADOS E DISCUSSÕES

Nessa seção, apresentam-se e descrevem-se os resultados de testes realizados com a estrutura do CubeSat em relação a sua caracterização física, robustez mecânica, robustez eletrônica e magnética, robustez térmica, captura, armazenamento e transmissão de dados.

Para realizar a caracterização física da estrutura do CubeSat conduziram-se medidas de massa e dimensões da estrutura. Por meio de uma balança eletrônica, mensurou-se a massa da estrutura que apresentou valor total igual a 364,5 gramas, incluindo todos os componentes dispostos internamente e o material isolante. A massa total da estrutura atendeu aos requisitos de projeto que impõem valor limite de 450 gramas. Em relação as medidas da estrutura física, aferiu-se cerca de 9,9 cm para as laterais de todas as faces, sendo inferior ao projeto teórico que apresenta dimensões de 10 cm³ (estrutura 1U padrão). A redução de cerca de 1 mm ocorre pela contração térmica do filamento da impressão 3D após o resfriamento completo. No caso do material ABS utilizado para impressão,

essa contração é de cerca de 1% à 2%. Logo, a contração de 1 mm observada no modelo físico está dentro das margens esperadas.

O teste de robustez eletromagnética envolveu a disposição de uma fonte de campo magnético (ímã) em diferentes regiões próximas ao satélite e o monitoramento da estrutura em relação à intensidade do campo magnético medido por um dos eixos do magnetômetro presente no módulo GY-87. Introduziu-se o CubeSat em uma câmara de madeira para suporte e movimentou-se o ímã entre 0 e 7 cm de distância do suporte. Realizaram-se testes com a PCI exposta diretamente a fonte de campo magnética e instalada no interior da estrutura mecânica do CubeSat. Na Figura 4(a), demonstra-se a intensidade de campo capturada por um dos eixos do magnetômetro em relação ao afastamento da fonte de campo magnético. Verifica-se maior intensidade de campo com a presença da estrutura, decorrente da interação entre as hastes metálicas e o campo magnético gerado pelo ímã. Durante o experimento, o CubeSat permaneceu conectado para a captura dos níveis de intensidade, que resultaram em curvas condizentes com os resultados esperados sem apresentar erros de medida. Dessa forma, demonstrou-se que o satélite não sofre interferências magnéticas significativas para intensidades de campo magnético menores ou iguais a 12 μ T.

Conduziram-se os testes de robustez térmica por meio do uso de uma caixa de madeira vedada e um soprador térmico. Inicializou-se o CubeSat inserido no interior da caixa de madeira para captura e envio da temperatura interna para um servidor local de armazenamento, posicionado na parte externa da estrutura de retenção de ar. Após a estabilização térmica do CubeSat, posicionou-se o soprador de ar na abertura lateral para inserir ar quente dentro da caixa de madeira com o satélite em operação. Transferiu-se calor para a estrutura do CubeSat por meio do contato direto entre o ar e a superfície externa das faces do cubo. Realizou-se o experimento por cerca de 10 minutos, registrando a temperatura interna. Considerou-se o uso de um soprador configurado em uma mesma temperatura para dois cenários de teste: estrutura sem e com a espuma de EPE. Os resultados (Figura 4(b)) permitiram verificar que a introdução da espuma retardou o aumento da temperatura no interior da estrutura mecânica do CubeSat. Assim como,

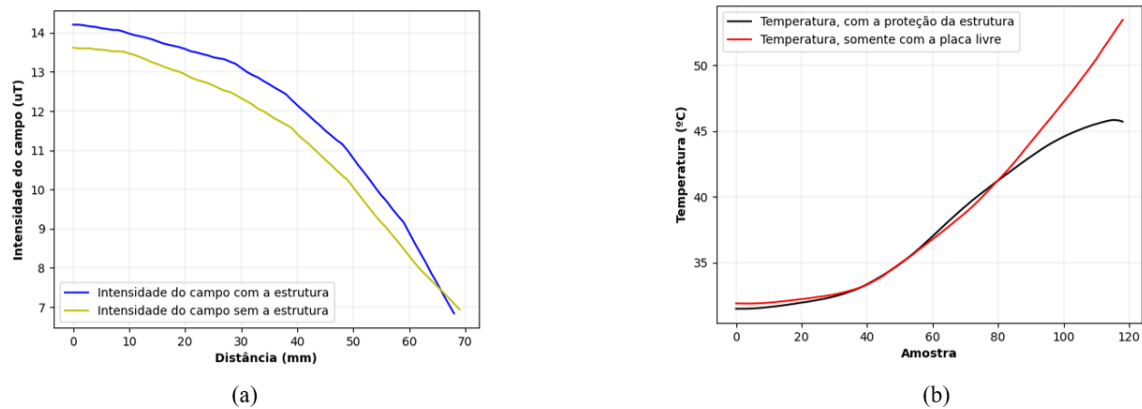


Fig. 4. (a) Intensidade de campo medida para diferentes posições da fonte magnética (imã) em relação à um dos eixos do magnetômetro, considerando a PCI exposta e envolvida pela estrutura mecânica do CubeSat, (b) Curvas de temperatura para 120 medidas coletadas em um intervalo de 10 minutos.

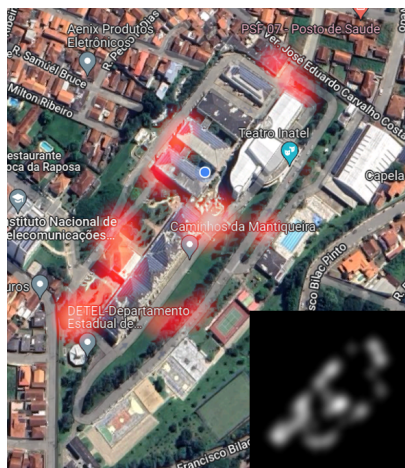


Fig. 5. Níveis de radiação gama natural lidos pelo módulo SEN-14209 em diferentes localidades do Inatel.

mostra-se que os componentes conseguem operar em temperaturas próximas à 55°C sem perder a comunicação com o servidor.

Durante a missão, visa-se coletar dados relacionados aos níveis de potência de radiação gama na posição em que o CubeSat se encontra, armazenando-os em conjunto com a latitude, longitude e altitude do satélite. Posteriormente, processam-se as informações para obter um mapa de calor com níveis de radiação. Como forma de demonstrar o CubeSat em operação e desempenhando a missão, deslocou-se com a estrutura pelo Campus do Instituto Nacional de Telecomunicações (Inatel) coletando dados de radiação natural pelo módulo SEN-14209 e enviando-os para o servidor. Na Figura 5, apresenta-se um mapa de calor das medidas sobreposto ao mapa do campus.

V. CONCLUSÕES

Esse trabalho apresentou o desenvolvimento de um pequeno satélite do tipo CubeSat padrão 1U de caráter universitário para missão de sensoriamento e mapeamento dos níveis de potência de radiação gama em órbita baixa. Construiu-se o CubeSat com base nos requisitos de projeto da 1ª OBSAT,

sendo selecionado para a terceira e última fase envolvendo lançamento em balão estratosférico a 35 km de altitude. Nesse trabalho relatou-se a fase de prototipação, desenvolvimento e testes com os subsistemas integrados em uma estrutura mecânica em padrão 1U. Assim como, discutiu-se a caracterização física, mecânica, magnética, térmica e de transmissão como forma de avaliar o desempenho do protótipo final.

REFERÊNCIAS

- [1] G. Reitz, "Characteristic of the Radiation Field in Low Earth Orbit and in Deep Space," *Zeitschrift für Medizinische Physik*, vol. 18, no. 4, pp. 233–243, 2008, *schwerpunkt: Space Radiation Research*. [Online]. Available: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0939388908000792>
- [2] S. Battisti, R. Bossart, H. Schönbacher, and M. Van de Voorde, "Radiation Damage to Electronic Components," *Nuclear Instruments and Methods*, vol. 136, no. 3, pp. 451–472, 1976. [Online]. Available: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/0029554X76903669>
- [3] S. Jung and J. P. Choi, "Predicting System Failure Rates Of SRAM-Based FPGA On-Board Processors In Space Radiation Environments," *Reliability Engineering System Safety*, vol. 183, pp. 374–386, 2019. [Online]. Available: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0951832018304459>
- [4] S. Erwin. (2020, Nov) Euroconsult: Record number of smallsats launched in 2020. [Online]. Available: <https://spacenews.com/euroconsult-smallsat-launches-to-hit-all-time-high-in-2020/>
- [5] K. Brown. (2020, Mai) Nasa funds artemis student challenges to inspire space exploration. [Online]. Available: <https://www.nasa.gov/press-release/nasa-funds-artemis-student-challenges-to-inspire-space-exploration/>
- [6] C. Granja, S. Polansky, Z. Vykydal, S. Pospisil, A. Owens, Z. Kozacek, K. Mellab, and M. Simcak, "The SATRAM Timepix Spacecraft Payload in Open Space on Board the Proba-V Satellite for Wide Range Radiation Monitoring in LEO Orbit," *Planetary and Space Science*, vol. 125, 03 2016.
- [7] J. Budroweit and M. Sznajder, "Total Ionizing Dose Effects on a Highly Integrated RF Transceiver for Small Satellite Radio Applications in Low Earth Orbit," in *2018 IEEE International Symposium on the Physical and Failure Analysis of Integrated Circuits (IPFA)*, 2018, pp. 1–6.
- [8] (2022, Abr) Regras e instruções regionais: Fases 2 e 3. [Online]. Available: https://github.com/OBSAT-MCTI/OBSAT-MCTI/blob/main/editais/1a_OBSAT%20MCTI_Fases_2_11_04_2022.pdf
- [9] 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.
- [10] D. A. Coutinho, F. F. Ramborger, A. A. F. Junior, and E. C. V. Boas, "Algoritmo Rápido para Cálculo de Centróide de Imagem com Sensores Digitais de Sol do tipo CMOS para Aplicação em Pequenos Satélites," in *Proc. XXXIX Simpósio Brasileiro de Telecomunicações e Processamento de Sinais-SBt*, 2021, pp. 1–4.