

PROJETO DE HARDWARE E ISOLAMENTO DE UM CUBESAT PARA LANÇAMENTO VIA BALÃO ESTRATOSFÉRICO

JUAN MARCO DE JESUS LIBONATTI¹, BÁRBARA AMARAL², BRUNNO RENAN CORREA LOPES³, CHRYSTIAN JONES MAIA CAMPOS⁴ e JULIA FERNANDES DE LIMA OLIVEIRA⁵

¹Aluno de Graduação em Engenharia, ITA, São José dos Campos-SP, libonatti@hotmail.com;

²Aluna de Graduação em Engenharia, ITA, São José dos Campos-SP, barbara.amaral.8939@ga.ita.br;

³Aluno do Graduação em Engenharia, ITA, São José dos Campos-SP, brunno.lopes.9004@ga.ita.br;

⁴Aluno do Graduação em Engenharia, ITA, São José dos Campos-SP, chrystian.maia@ga.ita.br;

⁵Aluna de Graduação em Engenharia, ITA, São José dos Campos-SP, julia.oliveira.8954@ga.ita.br.

Apresentado no
Congresso Técnico Científico da Engenharia e da Agronomia – CONTECC
15 a 17 de setembro de 2024

RESUMO: O desenvolvimento da estrutura e circuitos eletrônicos de uma plataforma capaz de coletar, registrar e enviar dados tanto de telemetria como de sua carga útil em um lançamento por meio de lançamento por balão estratosférico foi o alvo desse trabalho. O projeto consistiu em um sistema composto principalmente por um microcontrolador de dois núcleos, um rádio LoRa, um sistema de registro de dados em cartão SD, um conjunto de sensores de determinação de posição e uma carga paga na forma de um contador de radiação. O satélite de 392 g, denominado CurieSat V2, atingiu 31,93 km de altitude durante seu lançamento e, apesar de ter desligado na trajetória de volta à superfície, conseguiu suportar o ambiente estratosférico por 2 horas, mantendo o link de telemetria ativo durante todo esse período e registrando os dados de voo no cartão SD.

PALAVRAS-CHAVE: Sistema embarcado, balão estratosférico, protocolo LoRa, sonda atmosférica.

CUBESAT HARDWARE AND INSULATION DESIGN FOR LAUNCH ON A WEATHER BALLOON

ABSTRACT: The development of the structure and hardware for a platform launched via a stratospheric balloon and capable of collecting, recording, and transmitting telemetry data as well as payload data launch was the goal of this work. The project consisted of a system mainly composed of a dual-core microcontroller, a LoRa radio, an SD card data logging system, a set of position determination sensors, and a payload in the form of a radiation counter. The 392g satellite, named CurieSat V2, reached an altitude of 31.93 km during its launch, and despite shutting down on its return trajectory to the surface, it managed to keep active for 2 hours in the stratospheric environment, maintaining the telemetry link throughout this period and recorded the flight data on the SD card.

KEYWORDS: Embedded Systems, weather balloon, LoRa protocol, atmospheric probe.

INTRODUÇÃO

Nano satélites são plataformas aeroespaciais com massa abaixo de 10kg. Dentro dessa classificação, encontram-se os satélites CubeSat, cujo formato é dado por múltiplos da unidade de volume U, caracterizada como um cubo com arestas de 10 cm. Com os avanços nas tecnologias de miniaturização dos circuitos impressos e na comercialização de lançamentos conjuntos, esse fator de forma tem se tornado cada vez mais comum, especialmente para missões em órbitas baixas, também conhecidas como LEO.

Contudo, os custos de um lançamento orbital, mesmo compartilhado, ainda são elevados, o que leva muitos projetos de CubeSat a serem lançados via balão estratosférico. Essa abordagem se mostra uma alternativa para validar parcialmente a plataforma e cumprir certos tipos de missões, como a medição de parâmetros atmosféricos (Li, 2021). Esse tipo de lançamento também tem sido amplamente utilizado no setor educacional e em desafios estudantis, como a Olimpíada Brasileira de Satélites (OBSat), na qual os satélites realizam esse tipo de voo nas fases regionais (OBSat, 2024).

"Para reunir todas as funcionalidades de coleta, processamento e transmissão de dados em um sistema compacto, é necessário escolher os componentes adequados e fabricar placas eletrônicas e estruturas que otimizem o espaço disponível. Além disso, para resistir às condições presentes na alta

troposfera e na baixa estratosfera, é necessária uma arquitetura com isolamento adequado para manter os componentes mais sensíveis, como baterias, na faixa de temperatura de operação.

Nesse contexto, o grupo de extensão do ITA focado no desenvolvimento de nano satélites, a ITACube, desenvolveu a plataforma CurieSat V2, nomeada em homenagem à renomada cientista Marie Curie, agraciada com o Prêmio Nobel por seus estudos em radiação. A plataforma tem como objetivo ser uma solução multimissão para lançamentos com balões, sendo seu primeiro *payload* um sensor do tipo Geiger-Müller capaz de detectar radiação ionizante na atmosfera. Neste trabalho, são discutidos a estrutura e os componentes físicos da plataforma, bem como a performance destes em voo, com ênfase no isolamento.

MATERIAL E MÉTODOS

A estrutura para plataformas lançadas por balão não precisa suportar grandes esforços, considerando o ritmo lento de subida dos balões, que é de cerca de 5 a 10 m/s, e que resulta em cargas negligíveis na estrutura. Assim, o foco da estrutura está em ser leve e em fornecer um revestimento que mantenha o formato externo definido, ao mesmo tempo em que oferece suporte para o isolamento e outros componentes. A padronização do formato externo do satélite e da furação da placa inferior seguiu os padrões de 1U para lançamentos na Olimpíada Brasileira de Satélites MCTI 2023.

Figura 1: À esquerda, a vista explodida do modelo em CAD do satélite, destacando-se os espaçadores; as placas em PLA, sobretudo a inferior, sendo possível visualizar o padrão de furos estabelecido; as placas de circuito impresso, identificadas como 1 e 2; a bateria em 3; e o *payload* em 4. No centro, uma foto do satélite parcialmente montado, sendo possível visualizar as placas XPS internamente nas faces laterais. À direita, o satélite em sua versão final, pronto para o lançamento.

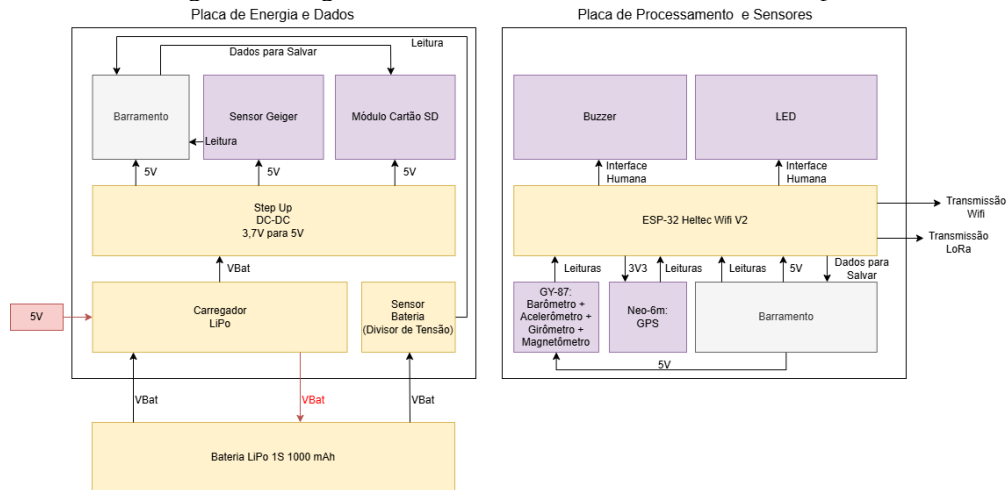


O satélite conta como um de seus principais componentes estruturais com espaçadores M3 dispostos verticalmente em quatro colunas principais e duas auxiliares, estas últimas usadas apenas para a fixação da bateria e do *payload*. O revestimento externo, com o fator de forma de 100x100x100 mm, é garantido por uma estrutura de painéis feita de biopolímero ácido polilático (PLA), fabricados por impressão 3D. A estrutura externa é fixada pelos 8 furos dos espaçadores, com 4 furos na face superior e 4 na face inferior. Além disso, três das faces laterais formam uma peça única, com trilhos para deslizar a eletrônica do satélite para dentro. Esses trilhos possuem furos alinhados com os furos das faces superior e inferior, permitindo que toda a estrutura seja fixada com os 8 parafusos dos espaçadores. A face lateral restante é fixada com apenas 4 parafusos, facilitando o acesso à estrutura interna do satélite sem a necessidade de desmontar toda a estrutura. A placa inferior tem uma espessura maior, de 5 mm, para fornecer suporte estrutural, e possui três furos para parafusos M3, além dos furos para os espaçadores, organizados em formato triangular para fixação no lançador.

O controle térmico é crítico para suportar o ambiente estratosférico, que pode atingir temperaturas de até -65°C (NASA, 1976). Optou-se por um controle passivo, baseado em isolamento suficiente para manter o interior do sistema a uma temperatura aceitável, acima de -10°C para a bateria e -40°C para os demais componentes. Para maximizar o isolamento, algumas placas são vazadas e seus furos preenchidos com placas de Poliestireno extrudado (XPS) de 5 mm de espessura, devido às suas excelentes propriedades isolantes e tamanho compacto (Trofimov, 2020). Além disso, o satélite também

possui chapas de isolamento internas de 2 mm nas faces não vazadas. Devido à maior sensibilidade da bateria a baixas temperaturas, foi construída uma caixa em PLA, isolada internamente com placas de XPS de 5 mm para protegê-la. Outra medida para minimizar a troca térmica foi usar espaçadores de nylon nos 8 pontos de contato com as faces externas, em vez dos espaçadores de latão usuais, que conduzem calor com mais facilidade. Por fim, a estrutura foi envolvida com uma camada de fita Kapton, oferecendo uma camada extra de isolamento, bem como proteção UV..

Figura 2: Diagrama em blocos do sistema eletrônico da plataforma.



O sistema eletrônico foi fisicamente dividido em duas placas para a plataforma principal e uma placa para o *payload*. Devido às restrições de tamanho da plataforma, essa divisão foi feita para maximizar o número de componentes em cada placa, sem seguir estritamente a separação lógica em subsistemas. As placas foram projetadas usando programa de CAD eletrônico *open-source* (KiCad, 2024), e foram denominadas 'placa de processamento e sensores' e 'placa de energia e dados'. Além disso, as placas eram conectadas por um barramento de 10 pinos, que incluía as linhas de alimentação e transmissão de dados. A organização das placas é dada na Figura 2.

A Placa de Processamento e Sensores contém os principais sensores de telemetria: o acelerômetro e girometro MPU-6050, o magnetômetro HMC5883L e o barômetro BMP180, todos integrados no módulo GY-87. A placa também inclui um GPS Neo-6m com uma antena cerâmica ativa e o módulo LoRa Heltec WiFi v2, que possui um microcontrolador ESP-32 com transmissor Wi-Fi e um rádio LoRa de 900 MHz com potência de 100 mW. Antena usada era uma antena flexível de 110x20 mm com ganho de 3 dBi, que permanecia interna ao volume do satélite para manter o fator de forma. Assim, a eletrônica da placa é capaz de rastrear a posição, aceleração e orientação do satélite, além de transmitir esses dados para o solo.

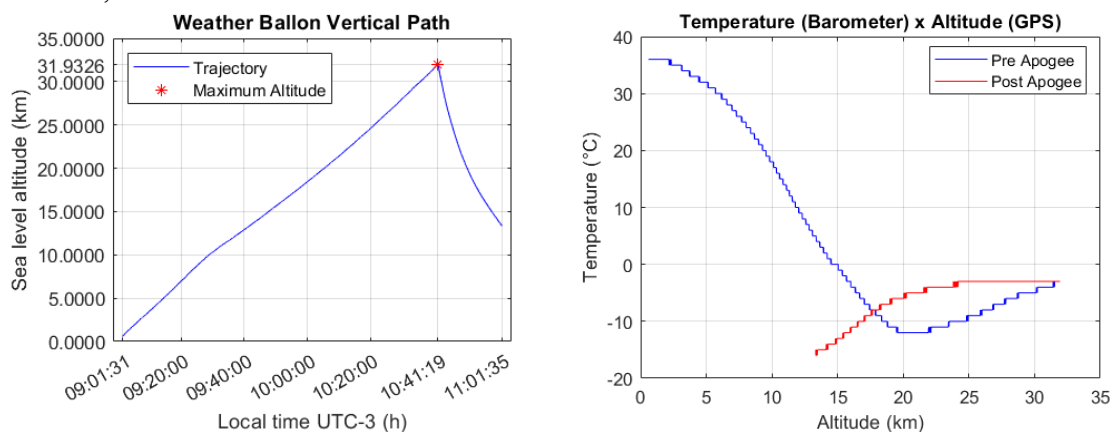
A Placa de Energia e Dados inclui o módulo de cartão SD, responsável pelo armazenamento dos dados de voo, e os circuitos de alimentação do sistema. Os circuitos de alimentação incluem uma placa protetora e carregadora da bateria com o circuito integrado TP4056, um divisor de tensão para medir a voltagem da fonte de energia e um conversor DC-DC *step-up* MT3608 para elevar a voltagem da bateria para 5 V. A bateria utilizada é do tipo polímero de lítio, com 1000 mAh e voltagem nominal de 3,7 V, conectada ao carregador e ao protetor por meio de um conector borne ou JST, ambas as opções disponíveis na placa. Há também um conector borne para o interruptor principal do sistema. A bateria, o interruptor e o *payload* são instalados usando espaçadores abaixo da placa de energia, de modo a ficarem suspensos e, no caso da bateria, sem contato direto com as faces externas do cubesat, reduzindo a troca de calor por condução térmica. A placa de *payload* é conectada à placa de energia por meio de três pinos e é composta por uma placa comercial capaz de detectar radiações gama e beta.

Para o lançamento foi utilizado o balão atmosférico HAB-TX-1500, fabricado pela empresa *Kaymont Consolidated*, preenchido com hélio. Também foi anexado um paraquedas, de um modelo

comumente vendido para exercícios físicos, para controlar a descida do satélite após o estouro do balão, causado pela expansão dos gases devido à baixa pressão em grandes altitudes. Por fim, foi adicionado um rastreador de veículos modelo Sinotrack ST-903, que utiliza a rede celular GSM/2G para transmitir a posição do satélite após o pouso. A estação de solo usada para receber as telemetrias consistia em uma antena Yagi de 17 dBi, conectada a outra placa Heltec LoRa Wi-Fi, que estava conectada a um computador pessoal executando o código da estação.

RESULTADOS E DISCUSSÃO

Figura 3: À esquerda, gráfico da altitude do cubesat em metros em função do tempo local e à direita gráfico da temperatura no interior do satélite, obtida pelo barômetro, em graus celsius e em função da altitude em quilômetros, sendo azul a subida e vermelho a descida.



A plataforma final tinha uma massa de 392 gramas, incluindo desde a estrutura em PLA até os circuitos e a bateria. O lançamento ocorreu no dia 29 de abril de 2024, a partir da torre de observação de fenômenos atmosféricos localizada no Departamento de Ciência e Tecnologia da Aeronáutica (DCTA). O satélite foi lançado pelo balão às 9:01 (horário local, UTC-3) e atingiu a altitude máxima de 31,92 km. O estouro do balão ocorreu cerca de 1 hora e 41 minutos após o lançamento, como mostrado na Figura 3. O satélite permaneceu ativo até às 11:02, momento em que o sistema desligou repentinamente a cerca de 14 km acima do nível do mar. No entanto, apesar do desligamento do sistema principal, o rastreador permaneceu ativo, permitindo a recuperação da plataforma e dos dados armazenados no satélite.

A estrutura do satélite resistiu tanto ao lançamento quanto ao pouso, sem apresentar danos ou deformações aparentes. No entanto, o isolamento térmico mostrou-se inadequado para manter a bateria acima da temperatura desejada de -10°C , o que provavelmente causou o desligamento abrupto da bateria pelo seu circuito de proteção. Essa hipótese é apoiada pelo fato de que a bateria, após a recuperação do satélite, ainda apresentava uma voltagem de cerca de 3,8V, indicando que ainda restava uma parte significativa de sua carga. Embora não houvesse um termômetro conectado diretamente à bateria, o termômetro do barômetro, localizado no interior do satélite, registrou uma temperatura de cerca de -17°C durante a descida.

Apesar disso, o isolamento foi suficiente para manter a dissipação interna dos componentes do satélite maior do que a taxa de transferência de calor para o ambiente, evidenciado pelo aumento da temperatura do satélite acima da faixa de altitudes entre 15 e 22 km. O sistema eletrônico funcionou conforme o esperado, permanecendo operacional durante todo o voo antes do desligamento da bateria.

CONCLUSÃO

Embora o sistema tenha desligado antes do final da missão, o conjunto de sensores selecionado foi capaz de cumprir os objetivos principais. Os dados foram coletados durante toda a subida e a descida controlada do satélite, permitindo a recuperação posterior e a reconstrução do perfil de radiação ionizante atmosférica em altitude. O desligamento ocorreu após a zona de maior interesse, entre 15 e 22 km, e teve impacto limitado nos objetivos do experimento.

Para lançamentos futuros, está planejado um isolamento mais robusto para a plataforma, além da implementação de um sistema de aquecimento por resistência para a bateria.

AGRADECIMENTOS

Ao Prof. Dr. Christopher Shneider Cerqueira, por sua atuação como professor orientador do grupo de extensão ITACube; Ao CNPq pela concessão de recursos fundamentais ao projeto; Ao Prof. Dr. Tertuliano Ribeiro Pinto e à Divisão de Ciências Atmosféricas (ACA) do Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE) por seu apoio no lançamento da plataforma; Ao Centro Espacial ITA (CEI) pelo seu apoio irrestrito a este e a todos os outros projetos praticados pela ITACube.

REFERÊNCIAS

- Li, L.; Lay, K. S.; Okutsu, M. High altitude balloon testing of Arduino and environmental sensors for CubeSat prototype. *Journal of Small Satellites*, v. 10, n. 1, p. 983–993, 2021.
- KiCad. KiCad EDA Software Suite. Versão 6.0.0: The KiCad Project, 2022. Disponível em: <https://www.kicad.org>. Acesso em: 30 jul. 2024.
- NASA. U.S. Standard Atmosphere, 1976. NASA Technical Reports Server (NTRS), 1976. Disponível em: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19770009539>. Acesso em: 26 jul. 2024.
- Olimpíada Brasileira de Satélites (OBSat). Disponível em: <https://www.obsat.org.br/>. Acesso em: 24 jul. 2024.
- Trofimov, A.; Atchley, J.; Shrestha, S.; Desjarlais, A.; Wang, H. (2020). Evaluation of measuring thermal conductivity of isotropic and anisotropic thermally insulating materials by transient plane source (Hot Disk) technique. *Journal of Porous Materials*. 27.